

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное автономное образовательное учреждение
высшего образования

«Южно-Уральский государственный университет (НИУ)»
Факультет Машиностроения
Кафедра «Гидравлика и гидропневмосистемы»

РАБОТА ПРОВЕРЕНА

Рецензент

_____ /
_____ 2020 г.

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ

Заведующий кафедрой

_____ / Е.К. Спиридонов
_____ 2020 г.

ОПТИМИЗАЦИЯ ГИДРАВЛИЧЕСКИХ СИСТЕМ В ЦЕЛЯХ СОХРАНЕНИЯ
ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ И УЛУЧШЕНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ
ТЕХНОЛОГИЧНОСТИ САМОЛЕТА

ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА
К ВЫПУСКНОЙ КВАЛИФИКАЦИОННОЙ РАБОТЕ
ЮУРГУ-150402.2020.256 ПЗ ВК НИР

Руководитель доцент, к.т.н.

_____ / А.В. Подзерко
_____ 2020 г.

Автор НИР

Студент группы П-266

_____ / К.В. Хорошавин
_____ 2020 г.

Нормоконтролер, доцент, к.т.н.

_____ / А.В. Подзерко
_____ 2020 г.

РЕФЕРАТ

Хорошавин К. В. Выпускная квалификационная работа на тему «Оптимизация гидравлических систем в целях сохранения летной годности и улучшения эксплуатационной технологичности самолета» Челябинск: ЮУрГУ, П — 266, 2020, 60 с, 18 ил, 1 табл., библиографический список — 37 наименований.

Объектом исследования являются гидравлические системы самолета.

Цель работы – оптимизация гидравлических систем с целью сохранения летной годности и улучшения эксплуатационной технологичности самолета.

В процессе работы проводились расчеты приближённой оценки интенсивности отказов резервированных систем и оценка влияния резервирования на массу гидросистем.

В результате исследования показывают, что существует возможность значительного уменьшения массы гидросистемы при одновременном удовлетворении требований по вероятностям невозникновения особых ситуаций. Создание адаптивной гидросистемы подразумевает учет возможности форсирования ее параметров в процессе проектирования, что позволит полностью или частично отказаться от избыточности резервированных элементов. Кратковременное повышение давления в гидросистемах может быть использовано и для перевода особых ситуаций из более тяжелых в менее тяжелые.

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	7
1 АНАЛИЗ СТРУКТУРНОГО ПОСТРОЕНИЯ ГИДРОСИСТЕМ ТЯЖЕЛЫХ САМОЛЕТОВ	9
2 АНАЛИЗ ТЕНДЕНЦИЙ РАЗВИТИЯ ГИДРОСИСТЕМ САМОЛЕТОВ	12
2.1 Адаптация и форсировка	16
2.2 Совершенствование элементной базы гидросистем	27
3 ВОЗМОЖНЫЕ СТРУКТУРНЫЕ СХЕМЫ ГИДРОСИСТЕМ ПЕРСПЕКТИВНЫХ САМОЛЕТОВ	36
4 ОПТИМИЗАЦИЯ СТРУКТУРЫ ГИДРОСИСТЕМ	39
4.1 Выбор рациональной избыточности при резервировании приводов	48
4.2 Использование форсированного давления для компенсации отказов	49
4.3 Варианты схемного построения блоков питания с регулированием уровня давления	50
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	55
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК	57

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы. Надежность и качество бортового оборудования, систем управления и механизации воздушных судов, их безопасность в значительной степени определяются успешной работой гидросистем. В связи с этим в качестве базового объекта исследования, методологически обуславливающего подходы к проектированию и разработке авиатехники в целом, выбраны гидросистемы, являющиеся неотъемлемой составляющей летательных аппаратов, на которые замыкаются все внешние и внутренние воздействия на борт, определяемые условиями его эксплуатации, в том числе и экстремальными.

Создание адаптивной гидросистемы подразумевает учет возможности форсирования ее параметров в процессе проектирования, что позволит полностью или частично отказаться от избыточности резервированных элементов. Кратковременное повышение давления в гидросистемах может быть использовано и для перевода особых ситуаций из более тяжелых в менее тяжелые. С другой стороны, в случае безотказной работы системы на режиме, не требующем номинальной мощности, имеется возможность разгрузить систему. Ввиду того что такие режимы могут быть продолжительными, за счет разгрузки можно существенно повысить ресурс агрегатов данной системы или компенсировать последствия ее работы на форсированном режиме.

Ключевым звеном в структуре гидросистем, обеспечивающим управление летательным аппаратом, является подсистема блока питания: нарушения в ее работе, отказы могут приводить к нарушению или потере управления, созданию аварийной или катастрофической ситуации на борту воздушного судна. Особое внимание уделено вопросам регулирования давления, поскольку реализация идеи адаптации системы к меняющимся условиям ее работы за счет внутренних параметров обеспечивается перестроением характеристик насосов блока питания.

Цель работы – оптимизация гидравлических систем с целью сохранения летной годности и эксплуатационной технологичности самолета.

Задачи работы:

проанализировать построения гидросистем тяжелых самолетов;

проанализировать тенденцию развития гидросистем самолетов;

определить возможные структурные схемы гидросистем перспективных самолетов;

определить возможную оптимизацию структуры гидросистем самолетов.

Объект работы – гидравлические системы самолета.

Результаты работы рекомендуется использовать при проектировании гидравлических систем управления самолетом.

1 АНАЛИЗ СТРУКТУРНОГО ПОСТРОЕНИЯ ГИДРОСИСТЕМ ТЯЖЕЛЫХ САМОЛЕТОВ

Для изучения проблемы выбора рациональной адаптивной структуры гидросистемы рассмотрим тяжелые самолеты, как имеющие наиболее разветвленные системы.

Из анализа статистики по отечественным и зарубежным самолетам следует, что в настоящее время число централизованных гидросистем на тяжелых самолетах как минимум равно трем. Три независимые гидросистемы нашли применение на 2- и 3-двигательных самолетах А-300, А-310, А-320, А-330, DC-10, Boeing-757, Boeing-767, Ту-204. На четырехдвигательном самолете А-340 также имеется три гидравлические системы. Четыре независимые гидросистемы используются на четырехдвигательных самолетах Boeing-747, С5-А, Ан-124, Ил-86, Ил-96, а также на 3-двигательном самолете L-1011.

Количество независимых гидросистем на борту определяется в основном требованиями к безопасности полетов, которые относятся к гидравлике как к системе силового привода управления. Поэтому количество независимых гидросистем на современных самолетах с необратимым бустерным управлением не меньше трех. Две независимые гидросистемы не обеспечат требуемый уровень вероятности невозникновения катастрофической ситуации.

На самолетах с четырьмя независимыми системами две из четырех, как правило, используются только для системы управления, а остальные — для питания прочих потребителей и одновременно для питания потребителей системы управления. Однако наметилась тенденция к уменьшению количества таких систем. Объясняется это чисто практическими соображениями удобства использования той или иной системы, более равномерным распределением потребителей мощности между идентичными в энергетическом отношении гидросистемами, а также возросшей надежностью гидросистем, что дает возможность отказаться от «чисто бустерных» систем.

Для обеспечения работы потребителей тех систем, в которых из-за остановки двигателя исчезает давление, применяется передача мощности от гидросистем с исправными двигателями. Причем, как правило, передача мощности осуществляется без перелива жидкости. Осуществляется она тремя способами: с помощью насосов с пневмоприводами, получающими энергию от любого работающего двигателя или вспомогательной силовой установки (ВСУ) — Boeing-747, Boeing-767, Ил-86, Ан-124, с помощью гидромотор-насосов — L-1011, А-300В, А-310, С5-А, DC-10, Ан-124, а также с использованием насосных станций — А-310, А-330/340, Boeing-767, Ил-96, Ан-124.

Питание независимых гидросистем обеспечивается насосами переменной подачи. Обращает на себя внимание многообразие вариантов размещения насосов независимых систем на двигателях. Интересны варианты с приводом насосов одной системы от разных двигателей (А-300В, А-310, А-330, Boeing-767, Ту-204).

Сохранение работоспособности гидросистем при отказе всех двигателей обеспечивается тремя способами:

- за счет авторотации двигателей;
- насосами с приводом от ВСУ;
- насосами с приводом от «ветрянки».

Количество секций в каждом канале системы управления оказывает определенное влияние на структуру гидросистемы, ее надежность и массу, поэтому представляет интерес вопрос о секционировании поверхностей управления. Так, в продольном канале на большинстве самолетов используется четыре секции. Заметим также, что на самолете L-1011 вообще отсутствует руль высоты, а управление осуществляется управляемым (цельноповоротным) стабилизатором. Как видим, такой способ управления в продольном канале редко используется на ТДС несмотря на то, что он обеспечивает требуемую эффективность управления при минимальной площади поверхности управления.

Наибольшее распространение в последнее время в продольном канале получило управление с помощью руля высоты и подвижного стабилизатора

(стабилизатора с изменяемым углом установки и с возможностью фиксации его в любом промежуточном положении). При таком управлении балансировка самолета производится стабилизатором, а маневр или парирование турбулентности осуществляется рулем высоты. Применение подвижного стабилизатора вызвано желанием получить удобное управление самолетом в широком диапазоне изменения центровок и скоростей полета.

Секционирование элеронов определяется в основном назначением самолета. Поскольку на крейсерской скорости полета элероны (на концах крыльев) неэффективны, управление в поперечном канале осуществляется с помощью спойлеров и внутренних элеронов. Управление одними спойлерами не так удобно, а при длительном полете ещё и неэкономично. Число спойлеров на последних тяжелых самолетах колеблется от восьми до двенадцати. При этом каждый спойлер управляется только одним приводом. На С5-А такой избыточности нет, зато каждый спойлер управляется двумя приводами, питаемыми от двух независимых гидросистем.

Неразрезной руль направления используется на самолетах А-300В, L-1011. На остальных самолетах руль направления режется на две секции.

Следует обратить внимание на распределение гидросистем по приводам поверхностей управления. Почти на всех последних самолетах распределение питания производится таким образом, чтобы количество гидросистем, питающих приводы каждой секции, было бы меньше общего количества независимых гидросистем, имеющих на борту. Вот как, например, распределяются четыре независимые гидросистемы по приводам секций руля высоты самолета Ил-86:

1-я секция: 1-я и 3-я гидросистемы;

2-я секция: 2-я и 4-я гидросистемы;

3-я секция: 2-я и 3-я гидросистемы;

4-я секция: 1-я и 4-я гидросистемы.

Такая тенденция объясняется стремлением повысить надежность системы управления. Поскольку на всех последних самолетах применяется необратимая

бустерная система управления без перехода на ручное, то секция, если на ней находятся сразу все гидросистемы, является как бы общей точкой, источником повышенной опасности. Отрыв секции или ее механическое повреждение, которому сопутствует разгерметизация всех гидросистем, приведет к полной потере управляемости и самым тяжелым последствиям.

Анализ структурных схем гидросистем тяжелых самолетов позволяет сделать вывод о важности выбора как количества независимых гидросистем, насосов или приводов на секции, так и связей между элементами структурной схемы. Причем принципиально важное значение приобретают вопросы организации блоков питания (установка основных насосов на двигателях, выбор энергетики для аварийных насосов, способ передачи мощности в систему с отказавшим двигателем), а также выбор количества бустеров или камер многокамерного бустера на поверхностях управления и связанные с ним вопросы (рациональная избыточность приводов, рациональное распределение питания по приводам).

2 АНАЛИЗ ТЕНДЕНЦИЙ РАЗВИТИЯ ГИДРОСИСТЕМ САМОЛЕТОВ

Работы по совершенствованию гидросистемы ведутся по трем взаимосвязанным направлениям:

- повышение характеристик агрегатов гидросистемы;
- развитие структурных схем;
- повышение характеристик гидросистемы в целом;

История развития самолетных гидросистем показывает, что их мощность, а следовательно, и масса неуклонно увеличиваются. На рисунке 2.1 и 2.2 показаны зависимости установочных мощностей основных и аварийных блоков питания от взлетной массы самолета [11]:

$$0,192m_{\text{взл}}^{1,29} \leq N_{\text{уст}} \leq m_{\text{взл}}^{1,3} \quad (1)$$

$$0,175m_{\text{взл}}^{0,76} \leq N_{\text{а.н.с}} \leq m_{\text{взл}}^{0,85} \quad (2)$$

где $m_{\text{взл}}$ — взлетная масса самолета;

$N_{\text{уст}}$ — установочная мощность основных блоков питания;

$N_{\text{а.н.с}}$ — установочная мощность аварийных блоков питания.

Происходит это как вследствие увеличения размеров самолета и скоростей полета, так и вследствие увеличения количества функциональных подсистем, обслуживаемых гидравликой (или расширение функций уже имеющихся подсистем).

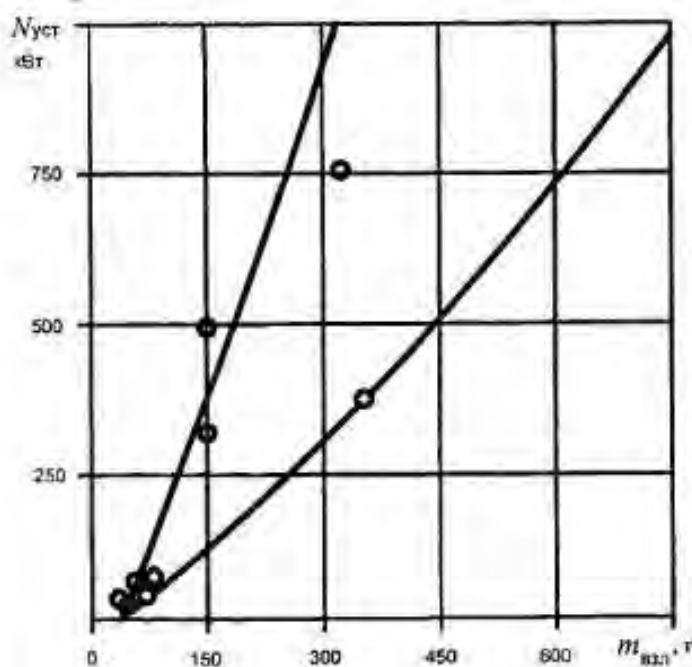


Рисунок 2.1. Зависимость установочных мощностей основных блоков питания от взлетной массы самолета

Значение гидросистемы в обеспечении безопасности полетов определяется значением тех функциональных систем, которые ею обслуживаются. Наиболее важными из них являются система управления, взлетно-посадочная механизация крыла, системы уборки-выпуска шасси и торможения. Последствием полного выхода из строя гидравлики, обеспечивающей работу системы управления, может быть только катастрофическая ситуация.

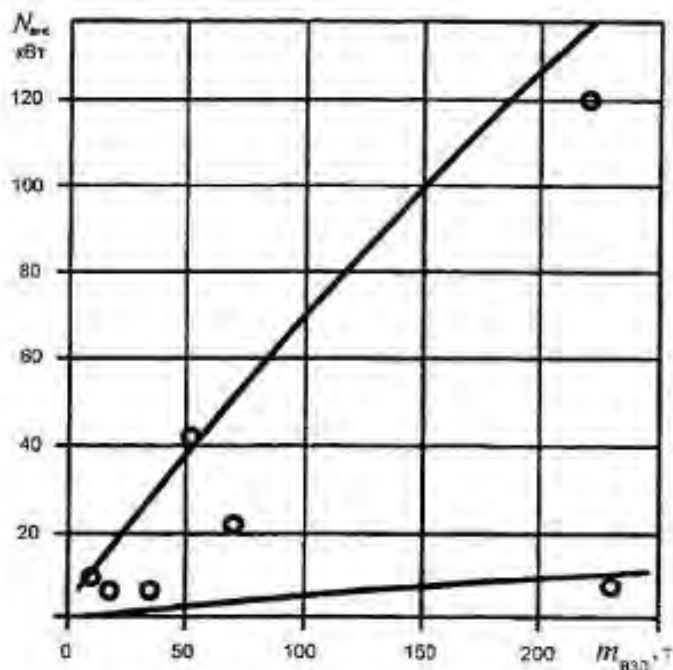


Рисунок 2.2. Зависимость установочных мощностей аварийных блоков питания от взлетной массы самолета

Анализ летных происшествий [12] позволяет сделать вывод об уязвимости гидросистем даже на больших пассажирских самолетах. Второй вывод заключается в том, что решение этого вопроса лежит не столько в сфере совершенствования агрегатов гидросистемы, сколько в сфере принципов ее структурной организации и принципов управления ее параметрами.

На рисунке 2.3 показаны тенденции развития и основные пути совершенствования силовой части систем управления самолетов. Из них выделим:

- совершенствование структуры централизованных гидросистем;
- использование принципа адаптивности по давлению и структуре в ответ на изменение режимов работы функциональных систем;
- повышение уровня номинального давления в гидросистемах с одновременным переходом на новые материалы;
- использование автономных рулевых приводов;
- использование электромеханических силовых приводов.

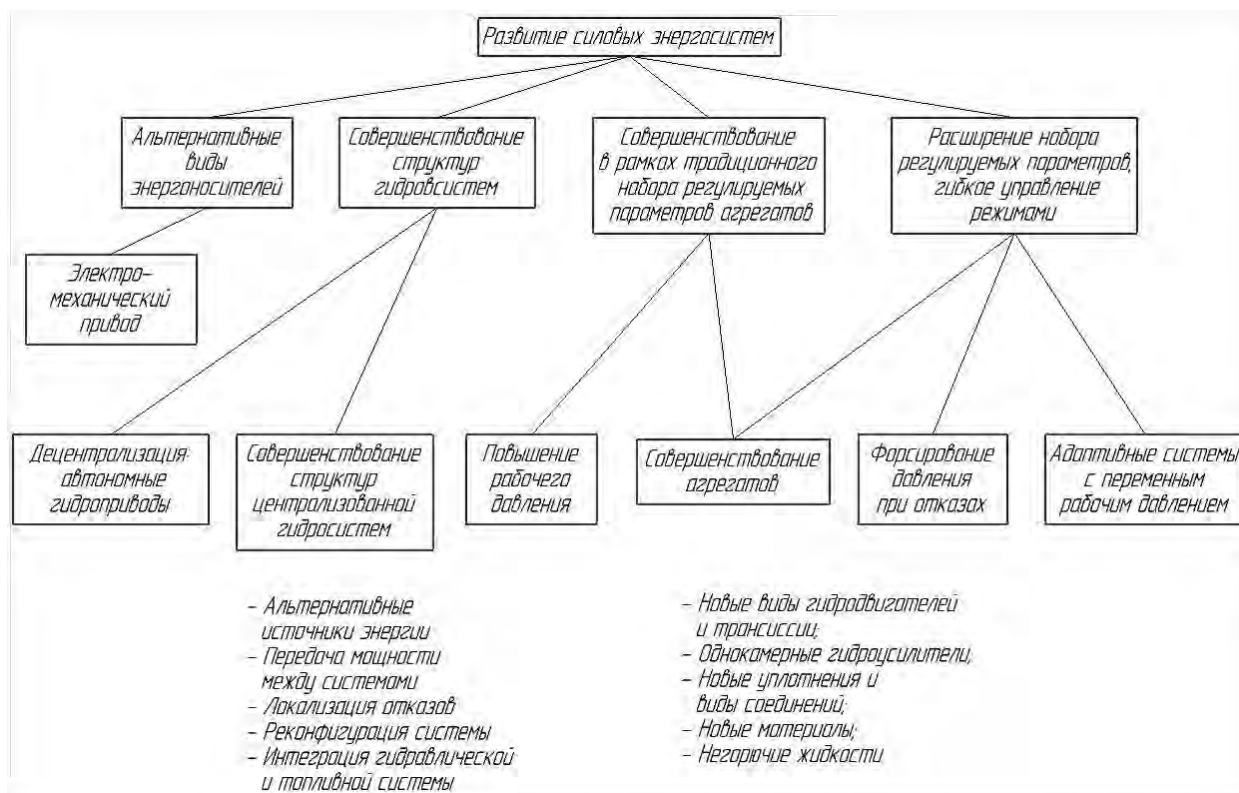


Рисунок 2.3. Тенденция развития и основные пути совершенствования силовой части системы управления самолетов

Влияние на безопасность полета отдельных функциональных систем самолета неодинаково, так как оно вытекает из характера тех функций, которые они выполняют. Среди всех функциональных систем система управления занимает особое место, поскольку она является единственной из числа систем-потребителей гидравлической энергии, при отсутствии питания которой продолжение полета и посадка (даже аварийная) полностью исключаются. Имеется в виду система с необратимым бустерным управлением без перехода на ручное, которая применяется благодаря общеизвестным преимуществам на всех современных самолетах.

Из статистики следует, что системой-потребителем, которая использует все независимые гидросистемы из имеющихся на борту, является в подавляющем большинстве случаев лишь система управления. С другой стороны, организация гидросистемы в части блоков питания во многом зависит от имеющихся на борту источников энергии, т.е. от количества двигателей и других вспомогательных источников энергии (например, ВСУ). Зависимость эта проявляется, в первую

очередь, через влияние отказов источников энергии на функционирование систем-потребителей и, следовательно, на безопасность полетов.

Таким образом, рассматривая вопрос о выборе наиболее рациональной структуры гидросистемы, нельзя ограничиваться лишь общепринятыми рамками этой системы. Необходимо их расширить как со стороны источников энергии, так и со стороны систем-потребителей.

Анализ структурных схем гидросистем тяжелых самолетов позволяет сделать вывод о важности выбора как количества независимых гидросистем, насосов или приводов на секции, так и связей между элементами структурной схемы. Причем принципиально важное значение приобретают вопросы организации блоков питания (установка основных насосов на двигателях, выбор энергетики для аварийных насосов, способ передачи мощности в систему с отказавшим двигателем), а также выбор количества бустеров или камер многокамерного бустера на поверхностях управления и связанные с ним вопросы (рациональная избыточность приводов, рациональное распределение питания по приводам).

2.1 Адаптация и форсировка

Идея адаптации систем или отдельных агрегатов к изменяющимся внешним условиям появилась относительно давно. Так, известно, что в авиации допускалось использование форсированных режимов в некоторых системах (например, в системе торможения) при наличии аварийной ситуации. Известны аналогичные примеры в электротехнике, где допускаются кратковременные перегрузочные режимы работы агрегатов электросистем, строго оговоренные по времени и основным функциональным параметрам. Способ адаптации бустерной системы управления к отказам за счет структурной перестройки (реконфигурация структуры) известен в основном по описанию структурных схем управления сверхзвуковых маневренных самолетов фирм Макдоннел-Дуглас и Нортроп.

Разгрузка авиационных агрегатов и элементов систем на некоторых режимах также существует на практике, например перевод двигателей на режим 0.9 от номинальной мощности в крейсерском полете или разгрузка насосов гидросистемы подавлению с переводом системы на питание от гидроаккумуляторов. В настоящее время некоторые российские самолетные фирмы исследуют возможность применения форсированных режимов работы в гидросистемах управления.

Это позволит полностью или частично отказаться от избыточности резервированных элементов. В случае отказов резервированных элементов восстановление нормального первоначального уровня эксплуатации системы достигается за счет форсирования ее параметров (например, уровня давления в гидравлической системе самолета). Хотя требования к вероятностям невозникновения особых ситуаций обеспечиваются и без введения избыточности по мощности, пока АП требуют обеспечения одного отказа без последствий для системы управления (а она обслуживается гидравликой), это требование может быть обеспечено форсированием давления. В этом случае параметры бустера (2-, 3- или 4-камерного) можно выбрать без выделения одной камеры в качестве избыточной. Форсирование давления в гидросистемах может быть использовано и для перевода особых ситуаций из тяжелых в менее тяжелые.

С другой стороны, в случае безотказной работы системы на режиме, не требующем номинальной (расчетной) мощности (например, в случае работы системы управления самолета на режиме крейсерского полета), имеется возможность разгрузить систему. Поскольку такие режимы могут быть продолжительными, за счет разгрузки (например, путем понижения давления в гидросистеме) можно существенно повысить ресурс агрегатов данной системы или компенсировать последствия ее работы на форсированном режиме, если такая работа имела место.

И, наконец, внешние изменения условий работы системы, такие, как возникновение отказов, изменение режима полета, «болтанка» и т.п., можно отслеживать перестройкой структуры системы, т.е. подключением резервных и

(или) отключением каких-либо отказавших (или ненужных в данных условиях) элементов.

В целом за счет использования адаптивных режимов работы можно получить систему меньшей массы (по сравнению с традиционной) и (или) с лучшими показателями надежности, ресурса, меньшими тепловыделениями.

Рассмотрим следующий пример. Предположим, что в канале управления самолетом происходит отказ одной камеры трехкамерного бустера изображенного на рисунке 2.4.

Поскольку Авиационные правила регламентируют избыточность, достаточную для компенсации одного отказа в системе управления, то, очевидно, что характеристики камер выбраны так, чтобы диаграмма нагружения охватывалась механической характеристикой двух камер. В случае отказа двух камер характеристика оставшейся одной камеры уже не охватывает эллипс нагрузок, что означает ухудшение управляемости по данному каналу. Для восстановления управляемости можно увеличить давление в гидросистеме, питающей оставшуюся работоспособную камеру, в два раза ($K_{\phi} = 2$).

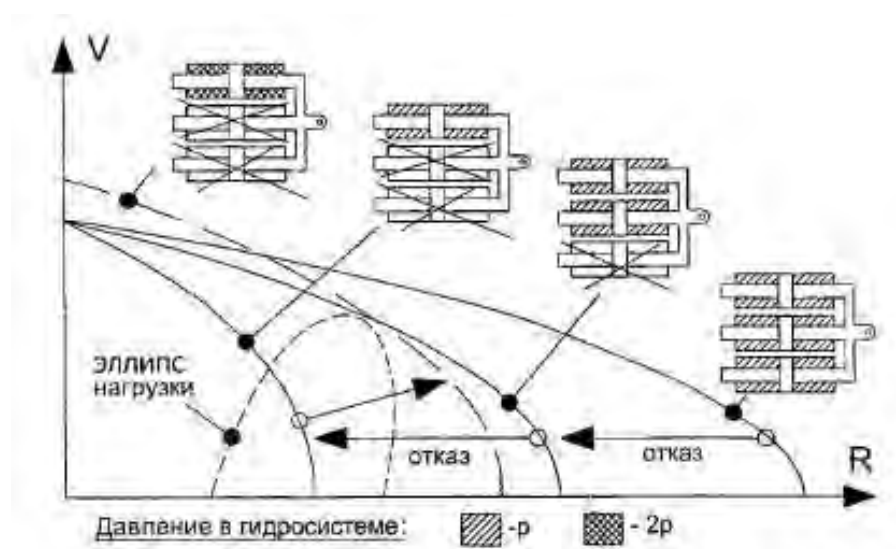


Рисунок 2.4 Механические характеристики многокамерного рулевого привода при отказах камер

Кроме того, при использовании параллельно работающих резервных элементов выбор их избыточности по отношению к номинальным режимам можно поставить в зависимость от принятого значения K_{ϕ} .

Обращаясь к рассмотренному выше примеру, заметим, что требование Авиационных правил может быть удовлетворено и в том случае, когда суммарное усилие всех трех камер без запаса рассчитано на преодоление расчетного шарнирного момента, возникающего на руле. При этом отказ одной камеры должен компенсироваться увеличением давления в одной из оставшихся камер в два раза ($K_{\phi} = 2$) либо в 1,5 раза в обеих работоспособных камерах.

подавляющее большинство крупносерийных маневренных самолетов (F-4, F-III, «Вигген», «Ягуар», F-15, F-16, F-18, «Торнадо») имеет двухкамерные рулевые приводы, удовлетворяющие требованию «один отказ без последствий» или при наличии переключателей даже более жесткому требованию «два отказа без последствий». Это достигается тем, что каждая камера такого рода приводов развивает усилие, достаточное для обеспечения нормальной эксплуатации самолета на любом этапе полета, т.е. приводы проектируются из условия

$$F_{\text{кам.расп}} \geq F_{\text{прив.потр}}, \quad (3)$$

где $F_{\text{кам.расп}}$ — располагаемое усилие одной камеры двухкамерного рулевого привода;

$F_{\text{прив.потр}}$ — усилие привода, потребное для обеспечения нормальной эксплуатации самолета на любом этапе полета.

Теперь, вводя, например, двухкратное форсирование давления, того же эффекта (один или два отказа без последствий) можно добиться, применяя более легкие двухкамерные рулевые приводы, каждая камера которых развивает при номинальном давлении насосов половину потребного усилия, а при форсированном давлении — полное усилие.

В общем случае, рассматривая форсирование давления как средство компенсации отказа одной из камер двухкамерных рулевых приводов, условие (3) можно заменить на следующее:

$$F_{\text{кам.расп}} K_{\phi} \geq F_{\text{прив.потр}}$$

$$K_{\phi} = P_{\phi} / P_{\text{ном}} \quad (4)$$

где $F_{\text{кам.расп}}$ — располагаемое усилие камеры привода при номинальном давлении насосов;

K_{ϕ} — коэффициент форсирования давления;

$P_{\text{ном}}$ — номинальное давление насосов;

P_{ϕ} — форсированное давление насосов.

Из (4) следует:

$$F_{\text{кам.расп}} = \frac{1}{K_{\phi}} \cdot F_{\text{прив.потр}}$$

$$1 < K_{\phi} \leq 2. \quad (5)$$

Очевидно, что в данном случае вводить форсирование с коэффициентом $K_{\phi} > 2$ не имеет смысла. Таким образом, форсирование давления как средство компенсации отказа позволяет, прежде всего, уменьшить потребные площади поршней двухкамерных рулевых приводов и потребные подачи насосов и тем самым снизить массу и потребляемую мощность гидросистемы. При этом усталостные повреждения в агрегатах практически не накапливаются, поскольку форсирование является не периодическим, а крайне редким событием в процессе эксплуатации гидросистемы.

Форсирование можно применять не только в случае отказа в гидросистеме, но и на некоторых режимах ее нормальной эксплуатации. В США в рамках этой концепции проводились исследования гидросистемы, форсирующей давление до 140 МПа при номинальном уровне 55 МПа [13]. По сути, в данном случае речь идет об адаптивной по давлению гидросистеме, однако понятие «форсирование» сохраняется в том смысле, что прочность агрегатов рассчитывается исходя из номинального, а не форсированного давления. Естественно, что при этом приходится считаться со снижением усталостной прочности агрегатов гидросистемы.

В указанной концепции можно различить два подхода к форсированию: первый — форсирование давления для повышения располагаемых усилий следящих рулевых приводов при боевом маневрировании самолета и второй — форсирование давления для повышения располагаемых усилий дискретных приводов систем механизации, работающих в основном при взлете и посадке.

Известно, что режимы работы следящих рулевых приводов весьма различаются по этапам полета: для взлета и посадки характерны большие скорости перемещения и малые усилия штоков приводов; а для боевого маневрирования, наоборот, малые скорости перемещения и большие усилия штоков. Это положение иллюстрирует рисунок 2.5, на котором показаны расчетные случаи для выбора необходимого усилия и скорости хода штока привода цельноповоротного стабилизатора маневренного самолета типа F-15. Из рисунка 2.5 видно, что расчетным случаем для выбора необходимого усилия штока привода является боевое маневрирование на высоте $H = 8$ км при $M = 1,5$, где шарнирный момент на стабилизаторе достигает максимального значения. В то же время максимальная необходимая скорость, примерно равная ходу штока из одного крайнего положения в другое за 1 с, как нетрудно видеть, на взлете и посадке в 3-4 раза выше, чем на режиме боевого маневрирования.

Очевидно, что при пониженных нагрузках избыточная подводимая мощность тратится на дросселирование жидкости в золотниках управления.

В случае безотказной работы системы на режиме, не требующем номинальной (расчетной) мощности (например, в случае работы системы управления самолета на режиме крейсерского полета), имеется возможность разгрузить систему. Поскольку такие режимы могут быть продолжительными, за счет разгрузки путем понижения давления в гидросистеме можно существенно повысить ресурс агрегатов данной системы или компенсировать последствия ее работы на форсированном режиме, если такая работа имела место.

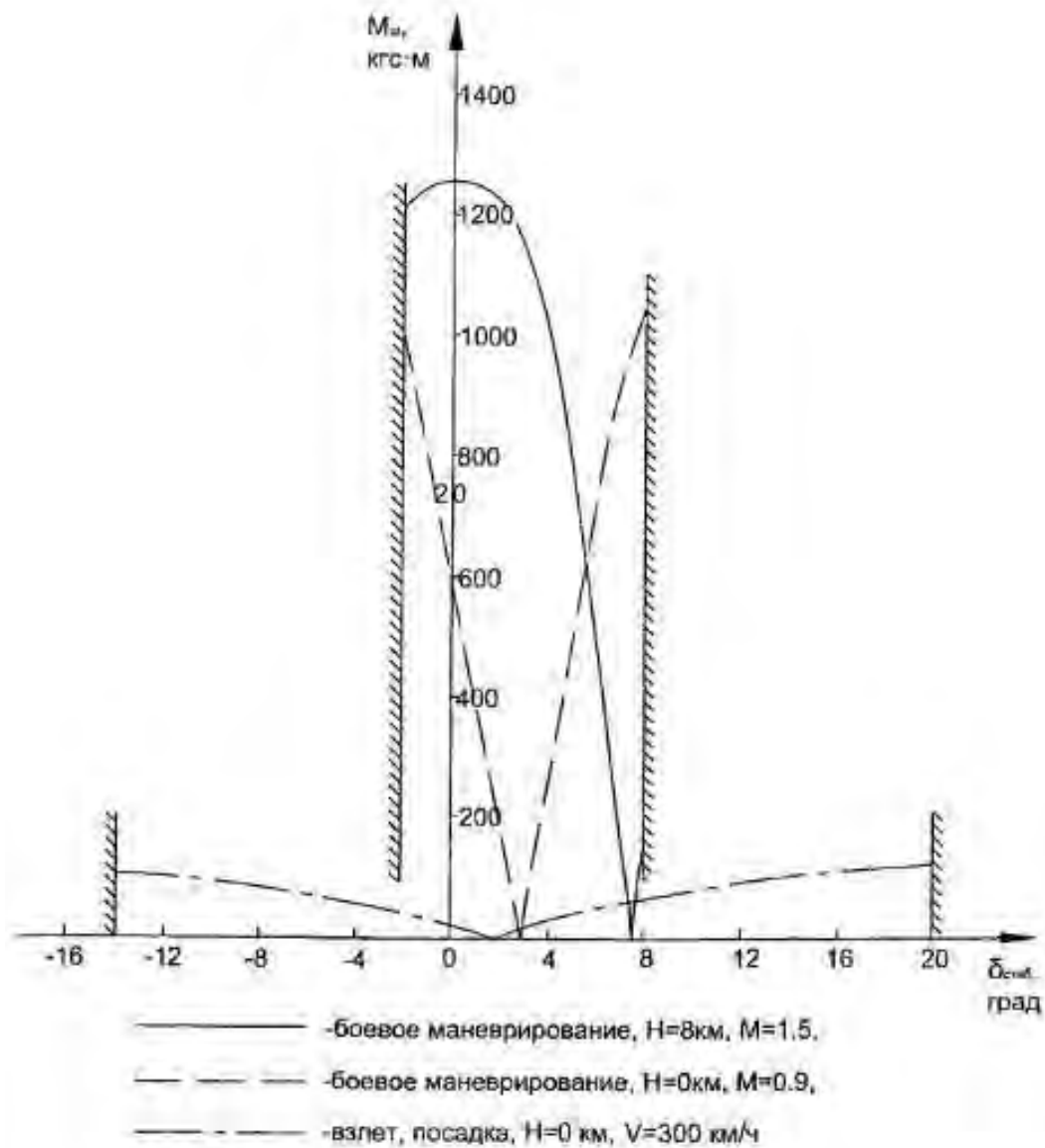


Рисунок 2.5. Расчетные случаи для выбора требуемого усилия и скорости хода штока привода цельноповоротного стабилизатора

Из практики эксплуатации маневренных самолетов известно, что боевое маневрирование занимает не более 10-15% полетного времени. Вместе с тем в [14] показано, что допустимая длительность работы насосов в режиме форсирования находится в пределах 6-20% от общего времени их работы. Таким образом, создаются реальные предпосылки введения форсирования с целью повышения располагаемых усилий следящих рулевых приводов на режиме боевого маневрирования, что позволит значительно уменьшить требуемые площади поршней приводов, требуемые подачи насосов и в конечном счете снизить массу и потребляемую мощность гидросистемы.

Двухкамерные рулевые приводы в данном случае проектируются из условия, данного ниже, с той разницей, что коэффициент форсирования K_{ϕ} ограничивается сверху только из соображений усталостной прочности. Если теоретически допустить возможность использования однокамерных рулевых приводов, то в этом случае должно выполняться условие

$$F_{\text{прив.расп}} \geq \frac{1}{K_{\phi}} \cdot F_{\text{прив.потр}}$$
$$\frac{1}{K_{\phi}} > 1 \quad (6)$$

где $F_{\text{прив.расп}}$ — располагаемое усилие привода при номинальном давлении насосов.

С учетом сказанного выше еще более привлекательным, чем форсирование с целью повышения располагаемых усилий следящих рулевых приводов, выглядит форсирование для повышения располагаемых усилий приводов дискретного действия систем механизации самолета. На рисунке 2.6 показана диаграмма расходов рабочей жидкости в приводах систем механизации маневренного самолета [15]. Длительность работы приводов систем механизации не превышает 2% полетного времени, т.е. при одном и том же коэффициенте форсирования усталостные повреждения в приводах систем механизации будут накапливаться гораздо медленнее, чем в рулевых приводах, а связанный с форсированием выигрыш в массе и потребляемой мощности обещает быть еще более значительным, чем в предыдущем случае. При проектировании приводов остается в силе условие (6).

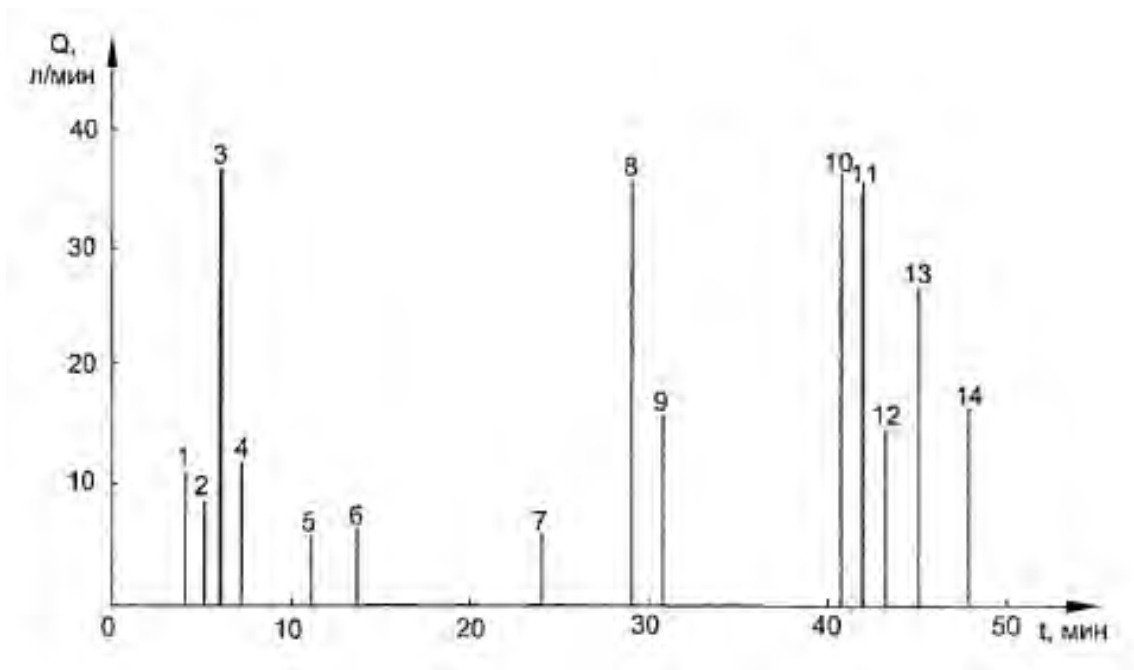


Рисунок 2.6. Расходы рабочей жидкости к приводам систем механизации маневренного самолета:

t — время полета; Q — расход рабочей жидкости к приводу; 1, 12 — выпуск закрылков; 2, 6, 5, 7 — включение форсажа; уборка шасси; 4, 13 — уборка закрылков; 8, 10 — выпуск тормозных щитков; 9, 14 — уборка тормозных щитков; 11 — выпуск шасси.

Изменение рабочего давления в гидросистеме позволяет привести в соответствие («сдвинуть») механические характеристики рулевых приводов и изменение нагрузки, как показано на рисунке 2.7.

Кратко рассмотрим некоторые возможные принципы регулирования давления в авиационных гидросистемах изображенных на рисунке 2.8.

Регулирование давления питания путем непосредственного учета нагрузок на приводе предполагает контроль либо усилия на штоке гидродвигателя, либо перепада давления в его камерах. Этот принцип учитывает все внешние факторы, но и порождает ряд проблем: осреднение сигналов от нескольких приводов, неизбежное запаздывание изменения давления по сравнению с изменением нагрузок.



Рисунок 2.7. Механические характеристики рулевого привода при изменении давления питания в полете



Рисунок 2.8. Принципы регулирования давления в гидросистеме

Регулирование «по рассогласованию» (на схеме) предполагает зависимость давления питания от рассогласования между уровнем входного сигнала на приводе и сигнала с датчика обратной связи гидродвигателя. При этом возникают те же проблемы, что и при применении предыдущего принципа, хотя и просматривается возможность реализации опережающего роста давления.

Регулирование давления по отказам — увеличение уровня давления в работоспособных системах для восстановления управления. Эта задача может решаться описанным ранее способом регулирования по нагрузкам на приводе, так как они возрастают на работоспособных камерах резервированных приводов при отказе смежных. Однако есть и очевидные особенности, позволившие выделить этот режим, а именно строго дискретное, а не непрерывное изменение давления, причем на величину, которая заранее известна, что дает возможность обойтись и без замера нагрузок просто по сигналу отказа. Кроме этого, наступление отказного режима носит случайный характер, в отличие от остальных штатных режимов.

Дискретное увеличение давления может осуществляться и при срабатывании эпизодических потребителей. Это изменение давления можно считать автоматическим, хотя оно и осуществляется опосредованно летчиком.

Принудительное изменение давления по режимам полета также может осуществляться летчиком, например на взлете-посадке для тяжелых самолетов или перед маневрированием для маневренных самолетов.

Упругая нагрузка на привод системы управления определяется шарнирным моментом на руле. Поэтому регулирование давления в гидросистеме питания приводов управления с некоторой погрешностью можно осуществить, не меря непосредственно нагрузку, а и функции от скоростного напора и потребного угла отклонения руля (величины управляющего сигнала на привод).

Возможно также поддержание в гидросистеме уровня давления, достаточного для совершения на данном режиме полета маневра с потребной для данного режима перегрузкой. Такой принцип регулирования сглаживает нежелательные колебания давления в гидросистеме при частых переключках рулей.

Можно выделить два подхода к регулированию давления. Первый — это дискретное изменение уровня давления, устанавливаемого в зависимости от условий работы. Альтернатива — плавное непрерывное изменение давления. Оно имеет одно очевидное преимущество — позволяет без выигрыша в мощности и массе получить меньшее интегральное энергопотребление гидросистемы за счет

более точной подстройки давления под нагрузку и, следовательно, уменьшения потерь на дросселирование в золотниках приводов системы управления. Интерес представляет потребная степень «осреднения» по времени сигналов на изменение давления с целью сгладить неоправданные колебания давления в гидросистеме — своего рода компромисс между энергетической эффективностью и разупрочняющим влиянием пульсаций давления.

Таким образом, форсирование давления рабочей жидкости представляет собой перспективное направление повышения характеристик гидросистемы в целом. Однако влияние форсирования неоднозначно: с одной стороны, снижение массы и потребляемой мощности, с другой — снижение надежности, вызываемое накоплением усталостных повреждений.

2.2 Совершенствование элементной базы гидросистем

Работы по улучшению характеристик агрегатов гидросистемы затрагивают основные (насосы, трубопроводы, приводы) и вспомогательные (фильтры, аккумуляторы, отсечные клапаны, переключатели и др.) агрегаты. К числу наиболее перспективных направлений таких работ можно отнести:

- насосы: повышение и форсирование давления рабочей жидкости;
- трубопроводы: повышение усталостной прочности разъемных и неразъемных соединений и узлов крепления к фюзеляжу;
- приводы: создание высоконадежных электрогидравлических рулевых приводов;
- фильтры: повышение чистоты фильтрации рабочей жидкости;
- рабочая жидкость: снижение горючести, расширение диапазона рабочих температур;
- уплотнения: создание надежных уплотнений, рассчитанных на значительно более высокие по сравнению с традиционными уровни номинального давления рабочей жидкости;

— устройства реконфигурации: создание надежных многопозиционных отсечных клапанов, переключателей с контролем герметичности подключаемого участка, приоритетных клапанов.

Влияние изменений характеристик агрегатов гидросистемы на развитие гидросистемы в целом различно. Например, такие факторы, как повышение усталостной прочности трубопроводов, чистоты фильтрации фильтров, снижение горючести рабочей жидкости, повышение надежности уплотнений, оказывают однозначно положительное влияние на характеристики гидросистемы, повышая ее надежность, увеличивая среднюю наработку на отказ, снижая эксплуатационные расходы на регламентные и ремонтные работы. При разработке метода математического моделирования процесса проектирования, в частности на этапе формирования математической модели гидросистемы, такого рода однозначно положительные факторы достаточно учитывать в виде некоторых конкретных значений конструктивных и функциональных параметров агрегатов, таких, как вероятность разгерметизации участка трубопровода определенной шины вследствие его усталостного разрушения, вероятность заклинивания распределительного золотника привода, вызванного загрязнением рабочей жидкости, вероятность разгерметизации привода в результате разрушения уплотнений штока или цилиндра и т.д.

В отличие от приведенных выше, такие факторы, как повышение и форсирование давления рабочей жидкости, оказывают неоднозначное влияние на характеристики гидросистемы: с одной стороны, позволяют уменьшить ее массу и объем, с другой — неизбежно вызывают снижение усталостной прочности агрегатов и, следовательно, снижение надежности гидросистемы в целом. В связи с этим при разработке метода математического моделирования процесса проектирования необходимо не только описать эти факторы в математической модели гидросистемы в виде конкретных значений повышенного и форсированного давления, но, кроме того, выявить и включить в математическую модель зависимости усталостной прочности и надежности агрегатов от повышения

и форсирования давления. Это позволит всесторонне учесть влияние этих факторов на развитие гидросистемы в целом.

Среди перечисленных в начале раздела перспективных направлений повышения характеристик агрегатов особое место занимает создание и применение высоконадежных электрогидравлических рулевых приводов и устройств реконфигурации структурной схемы. Влияние этих факторов проявляется не только в изменении отдельных характеристик гидросистемы (надежность, живучесть, масса, объем, мощность и др.), но даже в изменении концепции ее рационального построения, которую можно определить как совокупность представлений, во-первых, о целесообразном построении структурной схемы, описывающей способы резервирования основных агрегатов гидросистемы (насосов, трубопроводов и приводов), во-вторых, о целесообразном соотношении между потребными и располагаемыми подачами насосов и, в-третьих, о целесообразном соотношении между потребными и располагаемыми усилиями приводов. В данном случае при разработке метода математического моделирования процесса проектирования недостаточно ограничиться только формальным описанием логики работы электрогидравлических рулевых приводов и устройств реконфигурации, возлагая надежды на формирование метода синтеза, способного успешно решить задачу перебора возможных вариантов включения в гидросистему этих агрегатов в процессе поиска оптимального проекта. Такая попытка, скорее всего, была бы обречена на неудачу, поскольку предполагает расширение области существования возможных проектов гидросистемы до таких размеров, когда ее достаточно подробное исследование становится практически неосуществимым. В связи с этим необходимо провести анализ влияния применения электрогидравлических рулевых приводов и многофункциональных устройств реконфигурации структурной схемы на изменение концепции рационального построения гидросистемы и на основе этого выявить область существования возможных проектов, надежно включающую рациональные проекты и при этом имеющую разумные пределы.

Таким образом, для выявления влияния современного уровня развития агрегатов на развитие гидросистемы в целом необходимо более подробно рассмотреть следующие факторы:

- повышение и кратковременное форсирование давления рабочей жидкости;
- применение электрогидравлических рулевых приводов и устройств реконфигурации структурной схемы.

Как известно, переход на статически неустойчивые компоновочные схемы, значительно повышающие летно-технические характеристики маневренных самолетов, привел к необходимости замены механической системы управления на электродистанционную. Одновременно на смену традиционной комбинации электрогидравлического сервопривода (рулевой машины) и гидромеханического силового привода (рулевого привода) пришел электрогидравлический рулевой привод (ЭГРП), объединяющий в одном агрегате серво- и силовой приводы.

Надежность механической системы управления оценивается вероятностью её отказа, равной 10^{-7} [26]. Для обеспечения такой же надежности электродистанционная система управления (ЭДСУ) вынуждена иметь четырех- или даже пятикратное резервирование электрического канала, а сервопривод ЭГРП, соответственно, четырех- или пятикратное резервирование своих камер. Вместе с тем кратность резервирования силовых камер ЭГРП практически не превышает двух, что определяет наличие в гидросистеме маневренного самолета двух или трех независимых систем питания, обеспечивающих двух- или трехкратное (через переключатель) резервирование по питанию силовых приводов ЭГРП.

Вопрос о рациональном подключении «лишних» камер сервопривода ЭГРП к независимым системам питания до настоящего времени остается открытым. Так, например, на самолете F-16 (первый серийный маневренный самолете ЭДСУ без аварийной механической проводки) четырехкамерные сервоприводы ЭГРП подключены к двум независимым системам питания. На экспериментальном

самолете F-15E также четырехкамерные сервоприводы ЭГРП запитываются от трех независимых систем питания. Имеются примеры, когда для запитывания «лишних» камер гидросистема дополняется четвертой независимой системой питания.

Наряду с вопросом о рациональном подключении «лишних» камер остается открытым и более общий вопрос о рациональном резервировании ЭГРП в целом, т.е. о соответствии между кратностью резервирования камер серво- и силового привода ЭГРП и важностью подключенной к ЭГРП поверхности управления с точки зрения ее влияния на управляемость самолета. На рисунке 2.9 представлена схема резервирования ЭГРП самолета F-18, имеющего четырехкратно резервированную цифровую ЭДСУ с аварийным механическим управлением ЭГРП консолей стабилизатора и аварийным аналоговым каналом управления ЭГРП элеронов и рулей направления (аварийные каналы управления не показаны) [21,6, 27]. Можно видеть, что кратности резервирования камер серво- и силовых приводов зависят от важности подключенных к ним поверхностей управления: ЭГРП консолей стабилизатора сохраняют работоспособность после отказа двух электрических каналов и прекращения подачи рабочей жидкости по двум магистральным трубопроводам; ЭГРП закрылков продолжают работу после отказа двух электрических и одного гидравлического каналов; ЭГРП остальных поверхностей управления работают после отказа одного электрического и одного гидравлического каналов.

В связи с реализацией в новых и перспективных маневренных самолетах концепции активного управления в 4-5 каналах с помощью 12-16 взаимозаменяемых поверхностей управления вопрос о рациональном резервировании ЭГРП в целом приобретает особую актуальность: необходимо определить рациональное соотношение между допустимым снижением кратности гидравлического резервирования серво- и силовых приводов ЭГРП и компенсирующим это снижение функциональным аэродинамическим резервированием поверхностей управления.

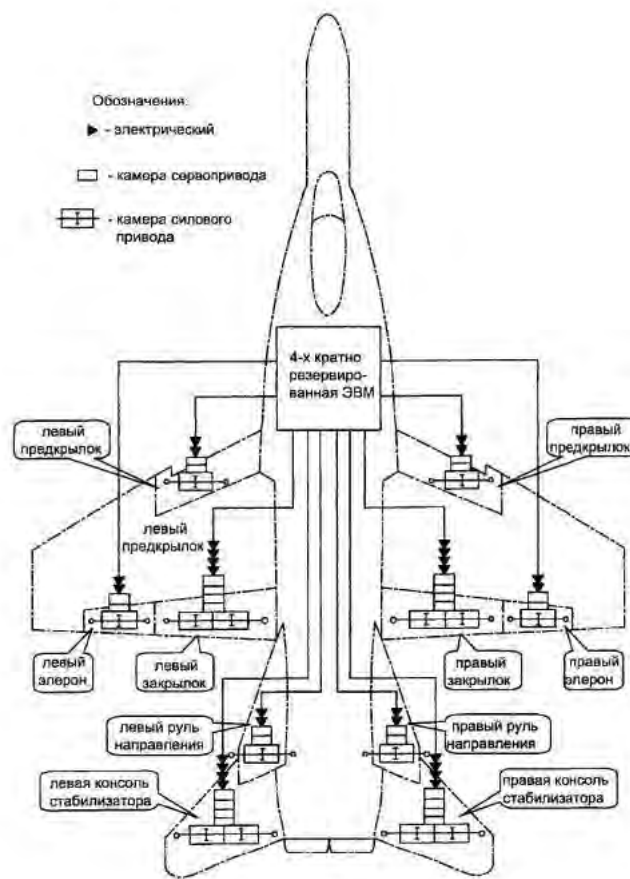


Рисунок 2.9. Схема резервирования ЭГРП самолета F-18

Таким образом, при разработке гидросистемы необходимо использовать имеющиеся данные о надежности отдельных камер серво- и силовых приводов ЭГРП и о надежности ЭГРП в целом. Это позволит, во-первых, ввести кратности резервирования серво- и силовых приводов ЭГРП в состав варьируемых при математическом моделировании процесса проектирования гидросистемы конструктивных параметров агрегатов и, во-вторых, на основе анализа математической модели выработать рекомендации о рациональном резервировании ЭГРП в маневренных самолетах классических схем и самолетах с функциональным резервированием поверхностей управления.

Так же активно ведутся работы по использованию аддитивных технологий (3D печати) при производстве компонентов авиапрома. Лазерная плавка металлов обретает все более важную роль в авиастроительной отрасли за счет более коротких производственных циклов, повышенной экономичности и практически неограниченной свободы дизайна. В то же время все более очевидными становятся

и такие преимущества, как возможность изготовления более легких деталей под впечатлением от бионики. Хорошим примером являются 3D-печатные кронштейны для Airbus A350 XWB. Ранее, эти компоненты изготавливались за счет фрезеровки алюминиевых болванок, теперь же стало возможным изготовление 3D-печатных титановых деталей. Само собой, это привело к значительной экономии веса. Так, в случае с титановым кронштейном была достигнута экономия в 30%. Меньший вес летательного аппарата при сохранении его аэродинамических характеристик означает более высокую грузоподъемность и, как следствие, повышенную рентабельность.

Есть и другие факторы, связанные не столько с эксплуатацией, сколько с самим производством. Затраты на оборудование, необходимое для аддитивного производства титановых компонентов выходят дешевле, чем производство с помощью субтрактивных методов. Кроме того, сокращается и сам производственный цикл. Компания Concept Laser указывает на сокращение затраченного времени на 75% и выше. Производство авиационных деталей за счет механической обработки дает порядка 95% отходов по весу, в то время как лазерная плавка с использованием технологии Laser CUSING сокращает долю отходов до 5%. Что не менее важно, любые ошибки в дизайне могут быть замечены и исправлены на ранних стадиях производства, а корректировка дизайна не требует дорогостоящей перенастройки производственных линий – достаточно лишь изменить цифровую модель.

Новые возможности заставляют дизайнеров по-новому смотреть на конструкцию авиационных систем. Интересной особенностью 3D-печатных авиастроительных деталей стало применение бионики. В частности, выборочная лазерная плавка или спекание позволяют создавать пористые детали. В данном случае дизайнеры позаимствовали идею строения костей птиц. Как результат, детали получаются значительно более легкими, но при этом сохраняют необходимую прочность. Аналогичным образом можно создавать сложные системы внутренних каналов для охлаждения создаваемых деталей в ходе

эксплуатации. Все это возможно благодаря способности 3D-печати создавать сложные внутренние структуры, чего было бы невозможно добиться с помощью фрезеровки и даже литья.



Рисунок 2.10. Деталь фирмы Moog изготовленная с помощью аддитивных технологий.

Определенные пределы прочности все же существуют, ограничивая выносливость деталей с точки зрения механической усталости. Однако, такие методы как микроволновая обработка, позволяют повысить прочность и стойкость к усталости до уровней листовых металлов. Если же говорить о деталях более-менее стандартного исполнения, то 3D-печать, как правило, не может конкурировать с литьем экономически, когда дело доходит до массового производства. С другой стороны, авиастроители могут позволить себе создавать более дорогие части при условии, что это благополучно отразится на эксплуатационных характеристиках летательного аппарата, включая экономичность. В ходе же прототипирования и тестирования 3D-печать не знает

себе равных. Так, при создании Airbus A350 XWB компания Concept Laser изготовила несколько тысяч кронштейнов небольшими партиями для тестирования. Кроме того, 3D-печать открывает возможность производства необходимых запасных частей в практически любой точке мира по требованию, что делает ненужным производство и хранение больших объемов запчастей «на всякий случай».

В настоящее время установки Concept Laser уже позволяют создавать детали размером до одного метра, включая компоненты реактивных двигателей.

На основании вышеизложенного можно сделать следующие предварительные выводы:

— современное развитие электротехнической и электронной элементной базы принципиально позволило приступить к созданию нового поколения рулевых приводов — электрогидростатических, которые по существу являются электрическими приводами с гидростатической передачей энергии;

— при сопоставлении удельных энергетических характеристик гидравлических, электрогидростатических и электромеханических приводов первые пока оказываются заметно лучше.

Подводя итог анализу тенденций развития гидросистем самолетов и обзору актуальных вопросов проектирования гидросистем, сформулируем ряд конкретных задач, требующих своего решения.

1. Задачи, связанные с исследованиями конкурентоспособности структур с различными принципиальными подходами к их реализации:
 - определение наиболее рациональной избыточности установочных мощностей при резервировании приводов;
 - оценка конкурентоспособности структур с различной концепцией распределения питания независимых гидросистем по приводам системы управления;
 - выявление наиболее рациональных вариантов размещения основных насосов независимых гидросистем по двигателям;

- оценка конкурентоспособности структур с различными способами передачи мощности в гидросистемы с отказавшими двигателями;
- оценка конкурентоспособности структур централизованных и децентрализованных гидросистем.

2. Задачи, связанные с перспективным развитием функциональных систем и гидросистем:

- увеличение мощности и массы гидросистемы за счет применения систем активного управления;
- анализ возможностей снижения массы гидросистемы при помощи:
- использования форсированного давления для компенсации отказов (исключение избыточности по мощности);
- увеличения номинального давления в гидросистеме;
- применения перспективных конструкционных материалов;
- применение аддитивных технологий при производстве компонентов.

Следует отметить, что при решении каждой из названных выше задач необходимо решать, и неоднократно, задачу синтеза рациональных структур гидросистемы, которая является, таким образом, для них общей. А для решения последней необходимо иметь математическую модель гидросистемы, включающей в первую очередь в качестве внешних показателей вероятности возникновения особых ситуаций.

3 ВОЗМОЖНЫЕ СТРУКТУРНЫЕ СХЕМЫ ГИДРОСИСТЕМ ПЕРСПЕКТИВНЫХ САМОЛЕТОВ

В соответствии с данными, приведенными выше, функционально необходимая цепь элементов силовой части подсистемы управления должна включать:

- 1) источники энергии;
- 2) насосы;

- 3) трубопроводы;
- 4) приводы;
- 5) поверхности управления.

Пяти звеньям функционально необходимой цепи соответствует пять уровней обобщенной структурной схемы централизованной гидросистемы тяжелого самолета изображенной на рисунке 3.1.

В этой схеме, как видно из рисунка, неизвестными являются как количество элементов в различных уровнях структуры, так и связи между элементами.

Рассмотрим структурные схемы альтернативных энергосистем силовой части подсистемы управления на рисунке 3.2 а, б. Структурная схема децентрализованной системы с автономными приводами практически повторяет предыдущую схему, где вместо насоса в качестве источника электрической энергии выступает генератор, а вместо трубопровода — электропроводка. Отличие заключается в том, что привод включает в себя электродвигатель, насос и собственно исполнительный привод.

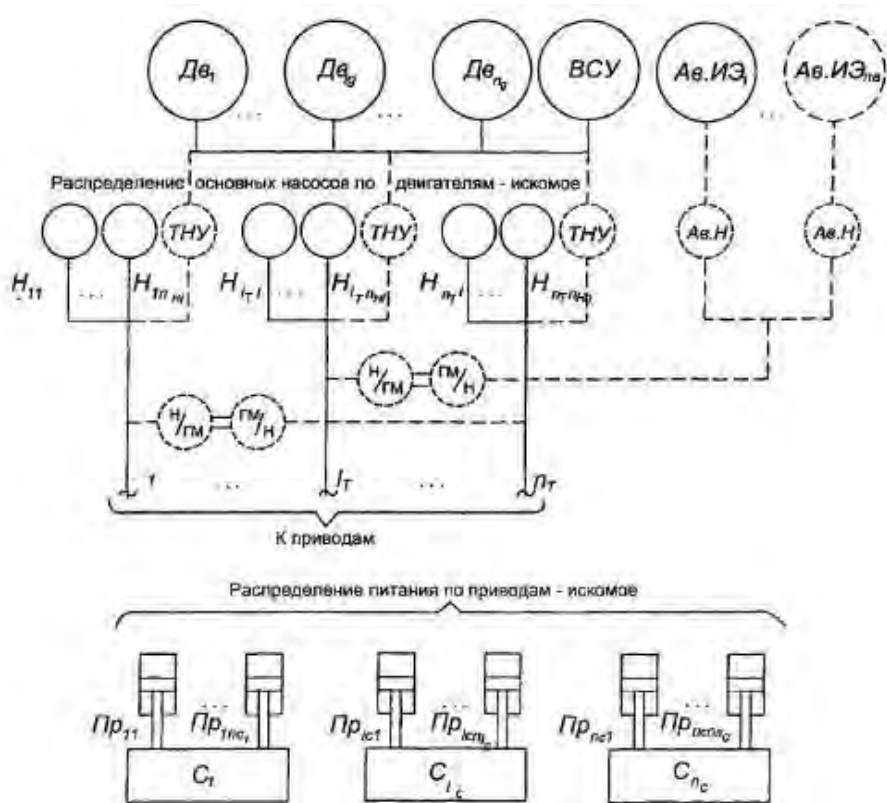


Рисунок 3.1 Обобщенная схема централизованной гидросистемы

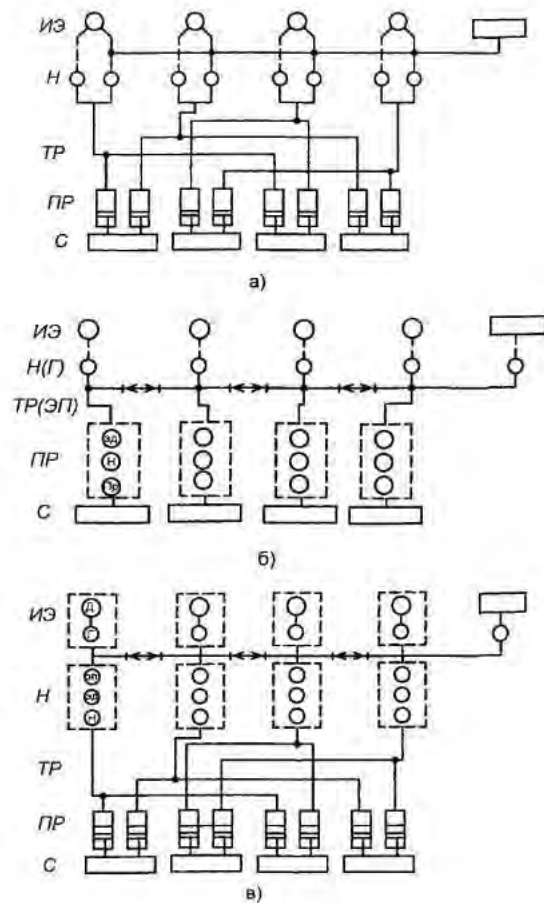


Рисунок 3.2 Структурные схемы альтернативных энергосистем

Кроме того, в структурную схему системы необходимо ввести переключатели, позволяющие передавать питание из одной энергетической системы в другую. Однако это не представляет никаких принципиальных трудностей. (В централизованной системе такому переключателю имеется структурный аналог в виде агрегата «насос-гидромотор».)

Структурная схема децентрализованной системы с автономными блоками питания и группами потребителей (см. рисунок 3.2 в) также требует введения переключателей. Специфическим отличием данной системы является то, что здесь к элементу «насос» могут быть приписаны еще такие элементы, как «электропроводка» и «электродвигатель», поскольку в данной схеме вряд ли может возникнуть необходимость в перекрестном соединении этих элементов.

4 ОПТИМИЗАЦИЯ СТРУКТУРЫ ГИДРОСИСТЕМЫ

Важнейшими для оценки качества проекта любой самолетной системы являются вероятности невозникновения особых ситуаций в полете и масса.

Проектирование самолета или какой-либо его системы начинается с изучения нормативных документов, для тяжелого самолета, например, таких, как АП-25 [28], FAR-25 [29], ВСAR [30]. Поскольку требования этих документов являются обязательными для сертификации самолета, то учет их в создаваемой модели очевиден. Кроме того, эти документы заслуживают внимания, поскольку в них содержится огромный совокупный опыт многих самолетных фирм и научно-исследовательских организаций в проектировании, производстве и эксплуатации самолетов и отражающий сегодняшний уровень развития авиационной техники.

Задача перечисленных выше норм — обеспечение безопасности полетов, которая является безусловно первоочередной в проектировании любой самолетной системы или самолета в целом. В связи с этим в АП-25 дан единый подход к оценке безопасности полетов. Последствиями любых отказов может быть одна из четырех особых ситуаций:

- 1) усложнение условий полета;
- 2) сложная ситуация;
- 3) аварийная ситуация;
- 4) катастрофическая ситуация.

Ключевым в нормах является понятие отказного состояния, под которым понимается «неработоспособное состояние системы в целом, характеризующееся конкретным нарушением ее функций независимо от причин, вызывающих это состояние; отказное состояние (вид отказа системы) определяется на уровне каждой системы через последствия, оказываемые на функционирование этой системы, оно характеризуется влиянием на другие системы и на самолет в целом».

В нормах указываются количественные значения вероятностей возникновения возможных событий:

- | | |
|----------------------------|-----------------------------------|
| 1) вероятные | - не более 10^{-5} |
| 2) частые | - не более 10^{-3} |
| 3) умеренно вероятные | - в диапазоне $10^{-3} - 10^{-5}$ |
| 4) редкие (невероятные) | - в диапазоне $10^{-5} - 10^{-9}$ |
| 5) маловероятные | - в диапазоне $10^{-5} - 10^{-7}$ |
| 6) крайне маловероятные | - в диапазоне $10^{-7} - 10^{-9}$ |
| 7) практически невероятные | - не мене 10^{-9} |

И, наконец, в нормах определяются требования к вероятностям возникновения особых ситуаций.

«Самолет должен быть спроектирован и построен таким образом, чтобы в ожидаемых условиях эксплуатации при действиях экипажа в соответствии с РЛЭ:

1) каждое отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы), приводящее к возникновению катастрофической ситуации, оценивалось как практически невероятное, а суммарная вероятность возникновения катастрофической ситуации, вызванной отказными состояниями (функциональными отказами, видами отказов систем), для самолета в целом не превышала 10^{-7} на час полета;

2) суммарная вероятность возникновения аварийной ситуации (аварийного эффекта), вызванной отказными состояниями (функциональными отказами, видами отказов систем), для самолета в целом не превышала 10^{-6} на час полета; при этом рекомендуется, чтобы любое отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы), приводящее к аварийной ситуации (аварийному эффекту), оценивалось как событие не более частое, чем крайне маловероятное;

3) суммарная вероятность возникновения сложной ситуации (существенного эффекта), вызванной отказными состояниями (функциональными отказами, видами отказов систем), для самолета в целом не превышала 10^{-4} на час

полета; при этом рекомендуется, чтобы любое отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы), приводящее к сложной ситуации, оценивалось как событие не более частое, чем маловероятное;

4) все усложнения условий полета и отказные состояния (функциональные отказы, виды отказов систем), приводящие к их возникновению, подлежат анализу с целью отработки соответствующих рекомендаций по действиям экипажа в полете; примечание: желательно, чтобы любое отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы), приводящее к усложнению условий полета (незначительному эффекту), не могло быть отнесено к частым событиям».

Анализируя приведенные выше пункты АП-25, можно сделать следующие выводы:

1) рассматривая отказные состояния, необходимо учитывать состояния всех элементов функционально-необходимой цепи, влияющих на результирующее состояние системы, т.е. источник энергии — насос — трубопровод — привод — рулевая поверхность (секция);

2) у каждой функциональной системы может быть лишь четыре отказных состояния (согласно определению отказного состояния и количеству особых ситуаций), поэтому вероятности возникновения «возможных событий» можно использовать для нормирования требований к вероятностям невозникновения особых ситуаций для каждой функциональной подсистемы:

- вероятность невозникновения катастрофической ситуации — $1 \cdot 10^{-9}$;
- вероятность невозникновения аварийной ситуации — $1 \cdot 10^{-7}$;
- вероятность невозникновения сложной ситуации — $1 \cdot 10^{-5}$;
- вероятность невозникновения усложнения условий полета — $1 \cdot 10^{-3}$

Из представленной на рисунке 4.1 схеме жизненно важными рулевыми поверхностями самолёта, такими как элероны, руль высоты и руль направления управляют системы приводов, состоящие из одноканальных рулевых приводов. Штоки этих приводов присоединены с помощью рычагов к соответствующим

рулевым поверхностям. Каждой рулевой поверхностью управляет от двух до четырёх приводов, получающих гидравлическую энергию от независимых гидравлических систем, и работающих в режиме суммирования сил на общем выходном звене — рулевой поверхности.

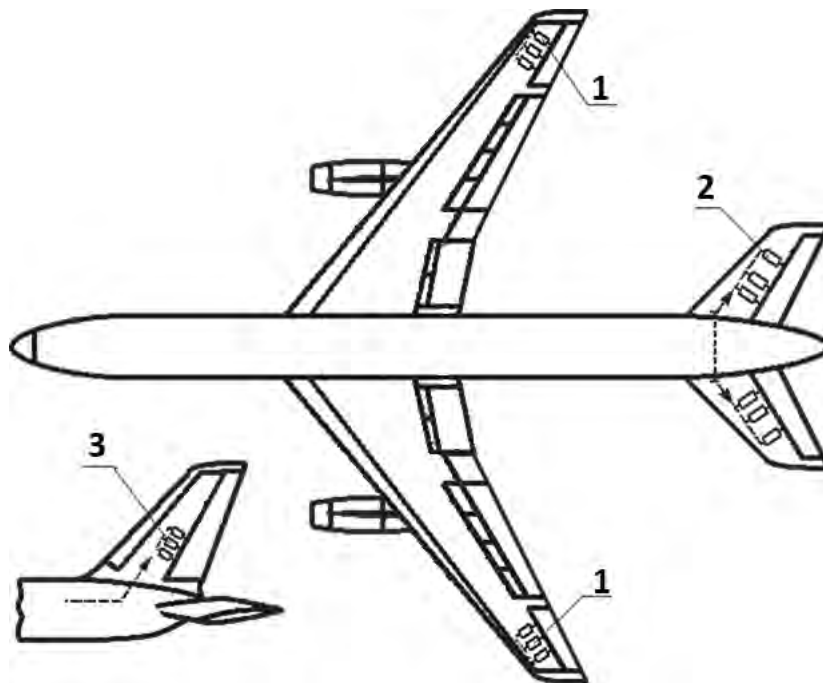


Рисунок 4.1. Пример расположения гидравлических рулевых приводов на магистральном пассажирском самолёте:

1 — приводы элеронов; 2 — приводы руля высоты; 3 — приводы руля направления.

Каждый канал привода управляется гидрораспределителем с плоским золотником [1, 3, 6], который обладает повышенной стойкостью к попаданию загрязнений в рабочий зазор. Золотники соединяются с входным механическим звеном привода торсионным элементом, что позволяет управлять скоростью перемещения штока даже при заклинении золотника соседнего канала.

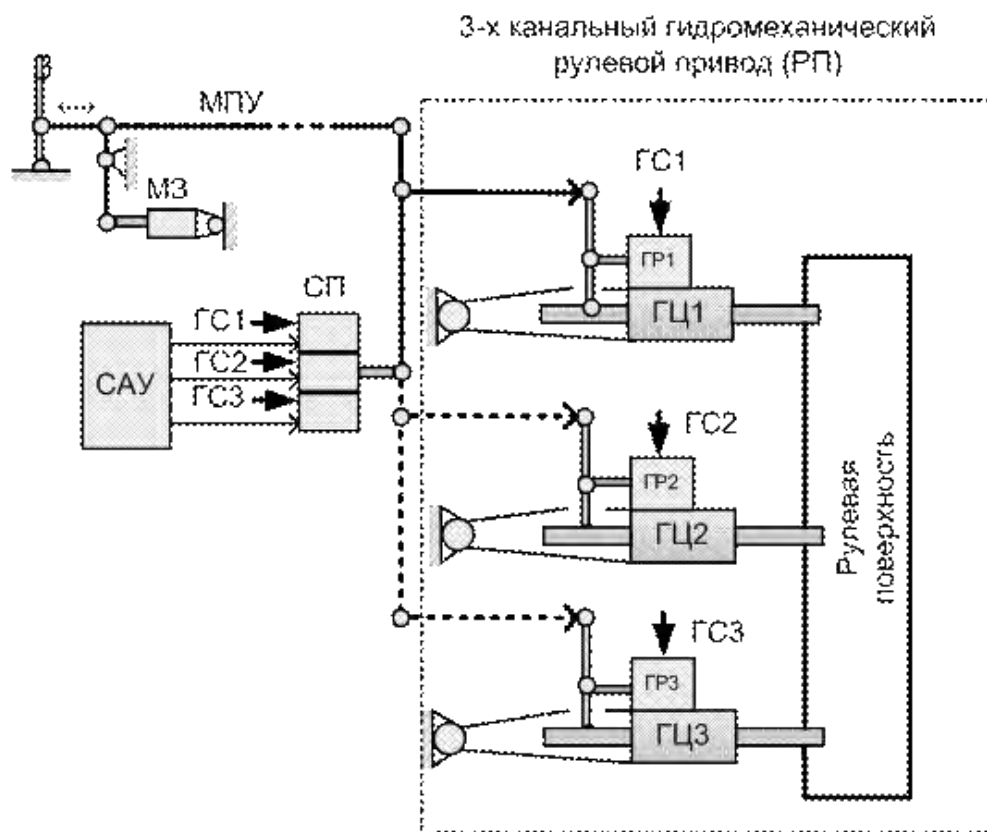


Рисунок 4.2. Схема системы управления рулевой поверхностью с гидромеханическим 3-х канальным рулевым приводом с суммированием сил на рулевой поверхности. Здесь: РУ — ручка управления; МПУ — механическая проводка управления; МЗ — механизм загрузки штурвала; ГС1,...ГС3 — гидравлические системы энергопитания; ГР1,...ГР3 — гидравлические распределители, управляющие потоками рабочей жидкости в полости силовых гидроцилиндров ГЦ1,...ГЦ3, имеющих общий шток; СП — 3-х канальный электрогидравлический сервопривод системы автоматического управления (САУ).

Практика лётной эксплуатации подобных систем рулевых приводов на самолётах Ту154, Ил-86, Ан-124, Ил-96 и др. на протяжении более чем 30 лет показывает, что они обладают допустимым уровнем безотказности. Подобные системы гидравлических рулевых приводов с механическим управлением и с общим структурным резервированием, хотя и выполненные в различной конструктивной реализации, получили широкое применение в гражданской авиации. Например, системы рулевых гидроприводов с механическим управлением

получили широкое применение на таких самолётах, как Ту144, Ту154, Ил-86, Ил-96, Ан124, Ту-204 и других [1, 3, 4, 5].

Назначенный ресурс одного канала такого привода 40000 лётных часов. Средняя наработка на отказ каждого канала привода составляет 210000 лётных часов [1, 6]. Эта оценка соответствует интенсивности отказов $\lambda=4.76*10^{-6}$ 1/ч. Практика показывает, что средняя оценка интенсивности отказов гидравлической энергосистемы, включающей насосную станцию и гидравлическую систему, составляет величину, равную примерно $\lambda=70*10^{-6}$ 1/ч [1]. Интенсивность отказов резервированной механической системы управления золотниками гидрораспределителей строенного рулевого гидропривода нагрузка, которой очень мала (трение в подшипниках и гидродинамические силы в гидрораспределителях) составляет не более 10^{-12} 1/ч.

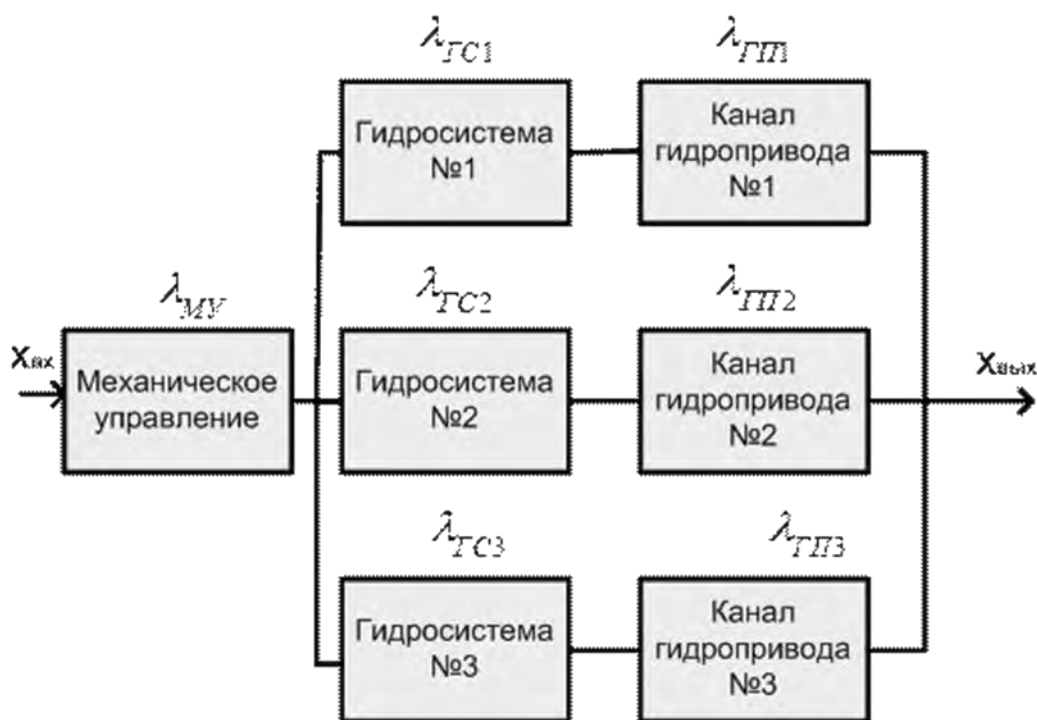


Рисунок 4.3. Логическая схема для приближённой оценки интенсивности отказов резервированной системы из трёх рулевых приводов с механическим управлением. Здесь $\lambda_{ГС1,...3}$; $\lambda_{ГП1,...3}$ — интенсивности отказов соответственно гидравлических систем питания и рулевых приводов с механическим управлением.

Рассмотрим приближенную оценку эквивалентной интенсивности отказов с 1-, 2-, 3- и 4-гидроканальной системы гидропитания и одноканального привода без учёта резервированной механической проводки управления составляет величину:

$$\lambda_{1РП} = (\lambda_{ГС1} + \lambda_{ГП1}) + \lambda_{МУ} \quad (7)$$

$$\lambda_{2РП} = (\lambda_{ГС1} + \lambda_{ГП1}) \cdot (\lambda_{ГС2} + \lambda_{ГП2}) + \lambda_{МУ} \quad (8)$$

$$\lambda_{3РП} = (\lambda_{ГС1} + \lambda_{ГП1}) \cdot (\lambda_{ГС2} + \lambda_{ГП2}) \cdot (\lambda_{ГП3} + \lambda_{ГП3}) + \lambda_{МУ} \quad (9)$$

$$\lambda_{4РП} = (\lambda_{ГС1} + \lambda_{ГП1}) \cdot (\lambda_{ГС2} + \lambda_{ГП2}) \cdot (\lambda_{ГП3} + \lambda_{ГП3}) \cdot (\lambda_{ГП4} + \lambda_{ГП4}) + \lambda_{МУ} \quad (10)$$

где $\lambda_{1РП-4РП}$ – интенсивность отказов гидросистемы;

$\lambda_{ГС1}$ – интенсивности отказов гидравлических систем питания;

$\lambda_{ГП2}$ – интенсивность отказов рулевых приводов;

$\lambda_{МУ}$ – интенсивность отказов механического управления.

Таким образом, общая оценка интенсивности отказов системы

$$\begin{aligned} \lambda_{1РП} &= (\lambda_{ГС1} + \lambda_{ГП1}) + \lambda_{МУ} = (4,76 \cdot 10^{-6} + 70 \cdot 10^{-6}) + 10^{-12} = \\ &= 74,7 \cdot 10^{-6} \text{ 1/ч.} \end{aligned}$$

из одного рулевого привода с механическим управлением составляет не более, чем $\lambda_{1РП} \approx 74,7 \cdot 10^{-6}$ 1/ч.

$$\begin{aligned} \lambda_{2РП} &= (\lambda_{ГС1} + \lambda_{ГП1}) \cdot (\lambda_{ГС2} + \lambda_{ГП2}) + \lambda_{МУ} = \\ &= (4,76 \cdot 10^{-6} + 70 \cdot 10^{-6}) \cdot (4,76 \cdot 10^{-6} + 70 \cdot 10^{-6}) + 10^{-12} \\ &= 5,59 \cdot 10^{-9} \text{ 1/ч.} \end{aligned}$$

из двух рулевых приводов с механическим управлением составляет не более, чем $\lambda_{2РП} \approx 5,59 \cdot 10^{-9}$ 1/ч.

$$\begin{aligned} \lambda_{3РП} &= (\lambda_{ГС1} + \lambda_{ГП1}) \cdot (\lambda_{ГС2} + \lambda_{ГП2}) \cdot (\lambda_{ГП3} + \lambda_{ГП3}) + \lambda_{МУ} = \\ &= (4,76 \cdot 10^{-6} + 70 \cdot 10^{-6}) \cdot (4,76 \cdot 10^{-6} + 70 \cdot 10^{-6}) \cdot \\ &\cdot (4,76 \cdot 10^{-6} + 70 \cdot 10^{-6}) + 10^{-12} = 1,42 \cdot 10^{-12} \text{ 1/ч.} \end{aligned}$$

из трёх рулевых гидроприводов с механическим управлением составляет не более, чем $\lambda_{3РП} \approx 1,42 \cdot 10^{-12}$ 1/ч.

$$\begin{aligned}
\lambda_{4РП} &= (\lambda_{ГС1} + \lambda_{ГП1}) \cdot (\lambda_{ГС2} + \lambda_{ГП2}) \cdot (\lambda_{ГП3} + \lambda_{ГП3}) \cdot (\lambda_{ГП4} + \lambda_{ГП4}) + \lambda_{МУ} = \\
&= (4,76 \cdot 10^{-6} + 70 \cdot 10^{-6}) \cdot (4,76 \cdot 10^{-6} + 70 \cdot 10^{-6}) \cdot \\
&\cdot (4,76 \cdot 10^{-6} + 70 \cdot 10^{-6}) \cdot (4,76 \cdot 10^{-6} + 70 \cdot 10^{-6}) + 10^{-12} \\
&= 1,00 \cdot 10^{-12} \text{ 1/ч.}
\end{aligned}$$

из четырёх рулевых гидроприводов с механическим управлением составляет не более, чем $\lambda_{3РП} \approx 1,00 \cdot 10^{-12}$ 1/ч.

Примем условную единицу массы гидравлического привода где m — масса гидросистемы (источник энергии — насос — трубопровод — привод).

Тогда условная масса привода:

из одного рулевого привода с механическим управлением составляет $1m$.

из двух рулевых привода с механическим управлением составляет $2m$.

из трёх рулевых привода с механическим управлением составляет $3m$.

из четырёх рулевых привода с механическим управлением составляет $4m$.

Рассмотрим, как кратность резервирования влияет на массу привода

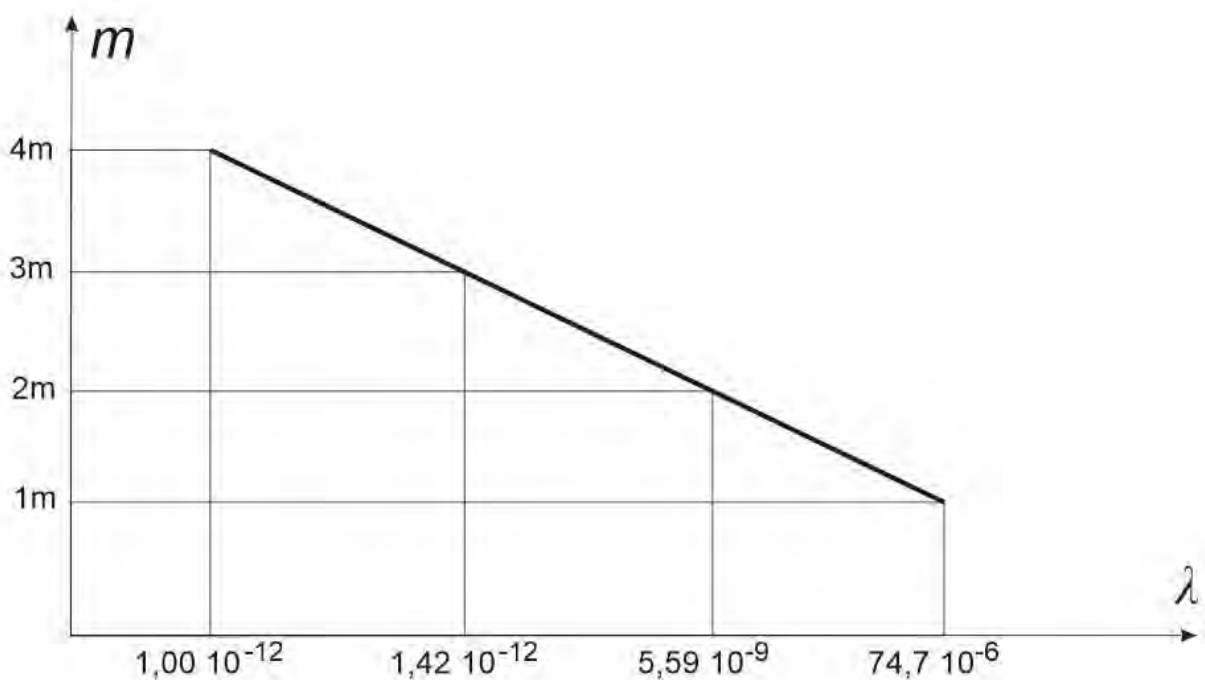


Рисунок 4.4. Влияние кратности резервирования на массу привода

Из рисунка 4.4 видно, что с резервированием возросла безопасность привода, но в месте с этим и выросла масса привода.

Наряду с приведенным общим подходом к оценке и обеспечению безопасности полетов существует ряд частных требований, играющих большую роль в процессе формирования структуры гидросистемы. Основным здесь является вопрос о резервировании и степени избыточности, вводимой при этом в систему. Современные гидравлические системы тяжелых самолетов конструируются, как правило, по принципу горячего резервирования с использованием некоторой избыточности. Какова должна быть эта избыточность? Общепринятым является подход, при котором избыточность вводится в систему при помощи задаваемого количества отказов без последствий, причем наиболее распространенным является требование одного отказа без последствий.

В связи с задачей о выборе рациональной избыточности системы следует также указать, что этот параметр целесообразнее задать не дискретным — количеством отказов без последствий, а непрерывным — коэффициентом избыточности, определение которого в данной работе будет дано позже. Применение коэффициента избыточности дает возможность рассмотреть и оценить большее количество вариантов системы, включающее и те варианты, которые задаются количеством отказов без последствий.

Рассмотрим пример приводов с возможностью форсирования давления, где требования к вероятности невозникновения особых ситуаций обеспечиваются и без введения избыточности по мощности. Пока АП требуют обеспечения одного отказа без последствий для системы управления (а она обслуживается гидравликой), это требование может быть обеспечено форсированием давления. В этом случае параметры бустера (2-, 3- или 4-камерного) можно выбрать без выделения одной камеры в качестве избыточной. Форсирование давления в гидросистемах может быть использовано и для перевода особых ситуаций из тяжелых в менее тяжелые.

4.1 Выбор рациональной избыточности при резервировании приводов

Коэффициент избыточности — это отношение установочной мощности приводов одной секции руля к потребной минус единица.

Коэффициент избыточности $k_{изб}$ зависит от количества бустеров на каждой секции и составляет (при $N_{обп} = 1$):

1. для двух бустеров — 1;
2. для трех — 0,5;
3. для четырех — 1/3.

От выбора количества отказов без последствий (или коэффициента избыточности) существенно зависят как вероятности возникновения особых ситуаций, так и масса гидросистемы. Поэтому определение рациональных значений этих показателей представляет собой одну из важнейших задач проектирования гидросистем.

В таблице 4.1 приводятся результаты, полученные с помощью программы синтеза рациональных проектов гидросистемы управления

Таблица 4.1 Результаты расчета характеристик гидросистемы руля высоты транспортного самолета рулем высоты транспортного самолета.

Условная масса гидросистем самолета в зависимости от коэффициента избыточности					
$K_{изб}$	0	1/3	0,5	1	Выигрыш по массе, %
$N_{ГС}=2$	1m	-	-	2m ($N_{обп}=1$)	50 %
$N_{ГС}=3$	2m	-	3m ($N_{обп}=1$)	-	30 %
$N_{ГС}=4$	3m	4m ($N_{обп}=1$)	-	-	20 %

Из данных таблицы видно, что можно получить выигрыш по массе, переходя от избыточности, вводимой в систему в соответствии с АП-25 [3] (один отказов без последствий), к меньшей 0 ($N_{\text{обп}} = 0$).

Для двухкамерных бустеров выигрыш при переходе от $N_{\text{обп}} = 1$ (соответствующего компенсации одного отказа) к значению $N_{\text{обп}} = 0$ (избыточность в систему не закладывается) составляет около 50%.

Для трехкамерных бустеров (при условиях, соответствующих компенсации одного отказа) этот выигрыш меньше и составляет порядка 30%. Объясняется это тем, что в данном случае устраняется меньшая избыточность, определяемая $k_{\text{изб}} = 0,5$ (см. столбцы таблицы 4.1 с $k_{\text{изб}} = 0$ и $k_{\text{изб}} = 0,5$, строка с $N_{\text{ГС}} = 3$).

Для четырехкамерных бустеров этот выигрыш еще меньше и составляет порядка 20%. В данном случае устраняется избыточность, определяемая $k_{\text{изб}} = 1/3$ (см. столбцы таблицы 4.1 с $k_{\text{изб}} = 0$ и $k_{\text{изб}} = 1/3$, строка с $N_{\text{ГС}} = 4$).

Анализ произведенных в таблице 4.1 результатов показывает, что существует возможность значительного уменьшения массы гидросистемы при одновременном удовлетворении требований по вероятностям невозникновения особых ситуаций.

4.2 Использование форсированного давления для компенсации отказов

Применение форсированных режимов работы для компенсации отказов позволяет сделать выбор более рационального варианта структурной схемы.

Из таблицы 4.1 следует, что в систему, вообще говоря, не требуется вводить избыточность по мощности, поскольку требования к вероятностям невозникновения особых ситуаций обеспечиваются и без того. Однако пока Нормы требуют обеспечения одного отказа без последствий для системы управления (а она обслуживается гидравликой), это требование может быть обеспечено форсированием давления. Какой выигрыш в массе можно при этом получить, уже рассматривалось выше. Необходимо только отметить, что в случае использования форсированного давления для компенсации отказов полностью реализовать

указанный процент выигрыша невозможно. Во-первых, определенную массу должны будут иметь устройства, обеспечивающие форсированные режимы работы системы, и, во-вторых, определенная доля массы должна быть вложена в конструкцию для компенсации последствий работы системы на форсированном давлении (для сохранения ресурса).

Из анализа таблицы 4.1 можно сделать вывод о том, что предельный выигрыш в массе системы с форсированными режимами работы может составить:

- для системы с двухкамерными бустерами (наиболее распространенный вариант структурной схемы для канала руля высоты) — около 50% при форсировании давления в два раза в оставшейся работоспособной гидросистеме;
- для системы с трехкамерными бустерами — около 30% при форсировании давления в 1,5 раза в двух оставшихся работоспособными гидросистемах;
- для систем с четырехкамерными бустерами — около 20% при форсировании давления в 1,3(3) раза в трех оставшихся работоспособными гидросистемах.

Форсирование давления в гидросистемах может быть использовано и для перевода особых ситуаций из более тяжелых в менее тяжелые.

4.3 Варианты схемного построения блоков питания с регулированием уровня давления

Переход с одного уровня давления на другой может сопровождаться забросами давления в линии нагнетания насоса, которые могут достигать значительных величин. При определении конструктивных и гидродинамических параметров системы регулирования насоса с разгрузкой по расходу и давлению необходимо учитывать: выбор давления нулевой и максимальной подач разгружаемого и неразгружаемого насосов, давления и расхода в системе, при которых срабатывает система разгрузки, время срабатывания переключающих распределителей и ряд других.

Одной из актуальных задач при проектировании блоков питания с переменным уровнем давления является выбор конструктивных и гидродинамических параметров системы регулирования, которые обеспечивают приемлемое качество переходного процесса при переходе с одного уровня на другой.

Рассмотрим две типовые схемы разгрузки одного из насосов на режиме малых подач изображенных рисунке 4.5 и 4.6.

Система разгрузки требует некоторых затрат мощности (см. рисунок 4.5), и ее отбор происходит от неразгружаемого насоса.

В блоке питания, структурная схема которого представлена на рисунке 4.5, разгрузка насоса 1 может происходить в том случае, если регулятор разгружаемого насоса настроен на давление, меньшее, чем у неразгружаемого насоса 3.

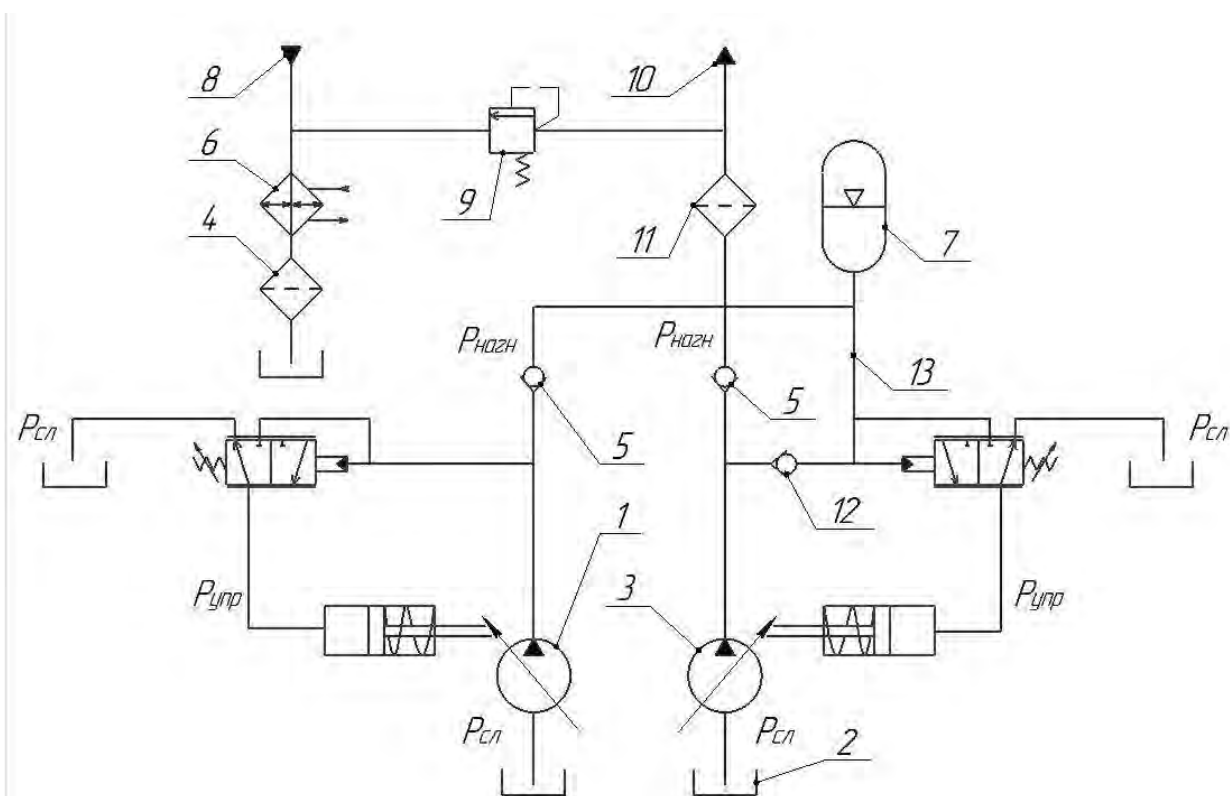


Рисунок 4.5. Схема блока питания с разгрузкой от второго насоса:

1,3 — насос; 2 — бак; 4, 11 — фильтр; 5, 12 — обратный клапан; 6 — теплообменник; 7 — гидроаккумулятор; 8 — сливная гидролиния; 9 — предохранительный клапан; 10 — гидролиния нагнетания; 13 — сигнальный трубопровод

Если давление в системе увеличилось и стало выше, чем давление настройки регулятора насоса 1, то жидкость по трубопроводу 13, закрыв обратный клапан 12, переведет насос 1 на режим «нулевой подачи». Давление в линии нагнетания насоса 1 упадет из-за объемных потерь до давления в полости всасывания, т.е. насос перейдет в режим разгрузки по подаче и давлению. Потери энергии будут только на перемешивание масла в корпусе насоса 1 и потери «холостого хода» на «нулевом угле». Исчезнут объемные потери в механизме подачи и линии дренажа насоса, а также потери кулоновского (сухого) трения.

Подача неразгружаемого насоса, как правило, меньше, чем разгружаемого.

Данная схема разгрузки приемлема для систем, в которых давление изменяется с любой скоростью (в том числе и медленно).

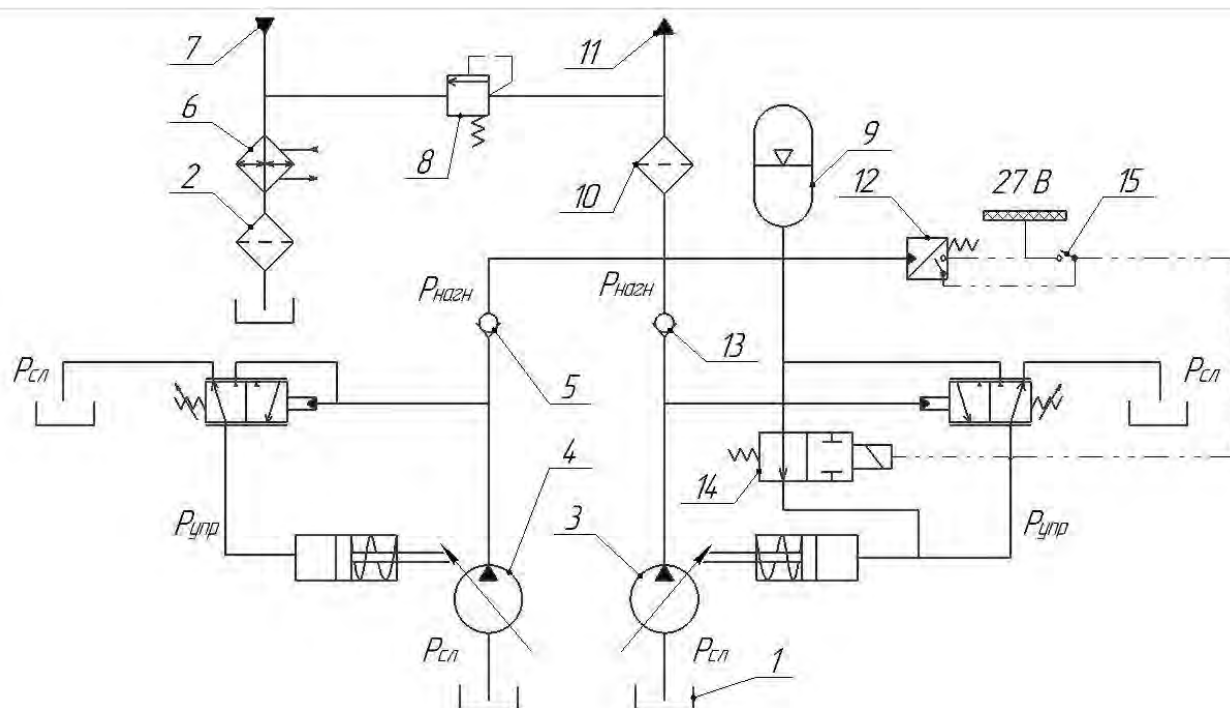


Рисунок 4.6. Схема блока питания с разгрузкой электрокраном: 1 — бак; 2, 10 — фильтр; 3, 4 — насос; 5, 13 — обратный клапан; 6 — теплообменник; 7 — сливная гидролиния; 8 — предохранительный клапан; 9 — гидроаккумулятор; 11 — гидролиния нагнетания; 12 — реле давления; 14 — электрокран; 15 — выключатель.

Переход разгружаемого насоса на штатный режим работы с номинальным или форсированным давлением происходит при подаче неразгружаемого насоса,

близкой к максимальной. Отсутствие переключающих устройств позволяет рассматривать данную систему регулирования аналогичной традиционной, однако имеющей дополнительный трубопровод некоторой длины и емкости, что является введением запаздывающего звена.

В блоке питания, схема которого представлена на рисунке 4.6, разгрузка насоса может производиться как вручную при включении выключателя 15, так и автоматически за счет срабатывания реле давления 12. Отбора мощности от неразгружаемого насоса для системы переключения не требуется, поэтому данная схема регулирования энергетически является более предпочтительной. При этом жидкость через электрогидравлический кран 14 из полости нагнетания разгружаемого насоса, минуя золотник регулятора, поступит непосредственно в цилиндр регулятора подачи и будет удерживать наклонную шайбу на «нулевом угле». Давление в механизме подачи за счет утечек снизится.

Насос будет работать с давлением в линии нагнетания, необходимым для удержания наклонной шайбы на малом угле, достаточном для компенсации утечек автоматически.

В связи с тем, что давление, которое необходимо создать в цилиндре регулятора для удержания наклонной шайбы на «нулевом» угле, составляет 12—25% от максимального, все потери, зависящие от давления, снизятся соответственно.

В механизме подачи энергия будет тратиться на перемешивание масла в корпусе насоса и на потери холостого хода на малом угле подачи.

Если в блоке питания установлен один большой насос с электрокраном, отключающим золотник регулятора, то при срабатывании электрокрана от электровыключателя насос переходит на режим работы с регулятором прямого действия на пониженное давление, т.е. изменяется структура системы управления. В этом случае усилие затяжки пружины силового цилиндра регулятора должно выбираться таким, чтобы пониженное давление обеспечивало нормальную работу гидросистемы.

Переход с номинального давления на пониженное происходит при подаче насоса, близкой к нулевой и при углах наклона шайбы $1,5—2^\circ$. После срабатывания переключающих устройств углы наклона шайбы уменьшаются в 4—5 раз, что может приводить к забросу давления в линии нагнетания разгружаемого насоса существенно выше давления разгрузки.

Переход с давления разгрузки на номинальное или форсированное давление происходит, как и в блоке питания (см. рисунок 4.5) при максимальной подаче неразгружаемого насоса с увеличением угла наклона шайбы в 4—5 раз и сопровождается некоторым забросом давления в линии нагнетания.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенной работы определены направления для выбора наиболее рациональной структуры бортовых многоконтурных гидравлических систем летательных аппаратов на стадиях формирования их концепции, авиапроекта и эскизного проектирования, с оценкой их внешних параметров, как вероятности возникновения особых ситуаций, массы и др.

В ходе анализа выявлено, что в систему, не требуется вводить избыточность по мощности, поскольку требования к вероятностям возникновения особых ситуаций обеспечиваются и без того. Однако пока Нормы требуют обеспечения одного отказа без последствий для системы управления (а она обслуживается гидравликой), это требование может быть обеспечено форсированием давления. Необходимо только отметить, что в случае использования форсированного давления для компенсации отказов полностью реализовать указанный процент выигрыша невозможно.

Во-первых, определенную массу должны будут иметь устройства, обеспечивающие форсированные режимы работы системы, Во-вторых, определенная доля массы должна быть вложена в конструкцию для компенсации последствий работы системы на форсированном давлении (для сохранения ресурса).

Из расчета характеристик гидросистемы руля самолета можно сделать вывод о том, что предельный выигрыш в массе системы с форсированными режимами работы может составить:

- для системы с двухкамерными бустерами (наиболее распространенный вариант структурной схемы для канала руля высоты) — около 50% при форсировании давления в два раза в оставшейся работоспособной гидросистеме;
- для системы с трехкамерными бустерами — около 30% при форсировании давления в 1,5 раза в двух оставшихся работоспособными гидросистемах;

- для систем с четырехкамерными бустерами — около 20% при форсировании давления в 1,3(3) раза в трех оставшихся работоспособными гидросистемах.

Форсирование давления в гидросистемах может быть использовано и для перевода особых ситуаций из более тяжелых в менее тяжелые.

Таким образом, цель работы достигнута, задачи – решены.

Результаты работы рекомендуется использовать при разработке проектировании гидравлических систем самолетов.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Самовосстанавливающиеся системы управления полетом для военных самолетов // Экспресс-информация. Серия НТД по системам и оборудованию ЛА. 1986. №19.
2. Локшин М.А. Исследование структуры и разработка методики расчета параметров гидросистемы самолета: Автореф. дис.... канд. техн. наук. МАИ. М., 1972.
3. Матвеев А.М. Аналитическое проектирование гидравлических систем летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1977.
4. Фейгенбаум В.М. Моделирование и оптимизация бортовых авиационных гидравлических систем: Автореф. дис. ... канд. техн. наук. ГосНИИГА. М., 1978.
5. Пугачев Ю.Н. Исследование структурного построения и параметров гидросистем самолетов класса истребитель-бомбардировщик: Автореферат дис. ... канд. техн. наук. МАИ. М., 1972.
6. Дубинский В.И., Кунтубаев Л.М., Пелешанко С.П. и др. Системы самолета-истребителя типа МИ Г-29. — М.: МАИ, 1997.
7. Гидросистема самолета по программе фирмы Рокуэлл // Экспресс-информация. Серия НТД по системам и оборудованию ЛА. 1986. №5.
8. Разработка системы управления полетом боевого самолета с изменяемой конфигурацией // Экспресс-информация. Серия Авиа-строение. 1987. №43.
9. Редько Л.Г., Ермаков С.А., Селиванов А.М. и др. Концепция развития систем рулевых приводов перспективных самолетов // Полет. 2008. №1.
10. Володин В. В., Томилов Ю.М., Кулясов В.М., Глухов, Д.А. Анализ реализации концепции «полностью электрический самолет» на истребителе пятого поколения. 2007. Полет. №11.
11. Системы оборудования летательных аппаратов / Под. ред. А.М. Матвеев и В.И. Бекасова. — М.: Машиностроение, 2005.

12. Interavia, N 9, 1989.
13. Гидросистема с форсированным давлением // Экспресс-информация. Серия НТД по системам и оборудованию ЛА. 1986. №10.
14. Матвеевко А.М., Петровичев В.И. Некоторые перспективы применения гидравлических систем с переменным уровнем рабочего давления Ц Области целесообразного применения современных систем механического оборудования: Тем. сб. науч. тр. / МАИ. М., 1985.
15. Меланьин А.Н., Пелевин А.А. Исследование энергетических характеристик блоков питания гидросистем летательных аппаратов Ц Эффективность и надежность систем оборудования летательных аппаратов: Труды МАИ. 1972. Вып. 256.
16. Гидросистемы с давлением 35 МПа // Экспресс-информация НИИСУ. 1986. № 9(23).
17. Разработка ВМС США гидросистемы с давлением 55 МПа // Экспресс-информация. Серия НТД по системам и оборудованию ЛА. 1986. №21.
18. Кузнецов В.Н. Синтез и параметрический анализ гидравлических систем сверхзвуковых маневренных самолетов: Автореф. дис. ... канд. техн. наук. МАИ. М., 1979.
19. Слепнеченко Д.Т. Весовой анализ гидравлических систем транспортных самолетов //Авиационная промышленность. 1967. № 11. С. 24-26.
20. Долгушев В.Г., Матвеевко А.М. К вопросу о выборе оптимального уровня давления в самолетных гидросистемах // Оптимальное проектирование систем механического оборудования: Тем. сб. науч. тр. / МАИ. М.» 1984.
21. Цихош Э. Сверхзвуковые самолеты. — М.: Мир, 1983.
22. Бакулин В.М. Синтез структур и выбор параметров гидросистем маневренных самолетов на базе комплексных моделей: Автореф. дис. ... канд. техн. наук. МАИ. М., 1986.

23. T.M.Jahne, R.C.Van Nocker. Electric controls for a high- performance EHA using an interior permanent magnet motor drive. NAECON-89, Tr.IEEE, 1989.
24. Материалы международной конференции по авиационной гидравлике и системам управления полетом. Г.Тулуза, октябрь 2002 г. Ц А-6 SAE Aerospace 2002.
25. Ермаков С.А., Константинов С.В., Редько П.Г. Резервирование систем рулевых приводов летательных аппаратов. — М.: МАИ, 2002.
26. Резервированные системы управления полетом и рулевые приводы истребителей //Экспресс-информация. Серия «НТД по системам и оборудованию ЛА». 1986. №8.
27. Резервные режимы пилотирования самолета F/A-18 с цифровой электродистанционной системой управления // Экспресс-информация. Серия «Авиастроение». 1986. №31.
28. АП-25. Авиационные правила. Часть 25. 1993.
29. FAR-25 (Federal Aviation Regulations).
30. BCAR (British Civil Aviation Requirements).
31. Гнеденко Б.В., Беляев Ю.К., Соловьев Л.Д. Математические методы в теории надежности. — М.: Наука, 1965.
32. Вопросы обеспечения безопасности полета и надежности управления самолетом (по материалам иностранной печати за 1965- 1974 гг.) Ц Обзор ЦАГИ. 1974. № 453.
33. DESIGN GUIDANCE. Air Transport Automatic Flight Control Sistem. ARINC REPORT, no. 417. Issued: April 9, 1971.
34. Аэромеханика самолета / Под ред. А.Ф. Бочкарева. — М.: Машиностроение, 1977.
35. Бехтир П.Т., Бехтир В.П. Практическая аэродинамика самолета Ил-76Т. — М.: Машиностроение, 1979.
36. Амортизация и управление взлетно-посадочных устройств самолетов / Под ред. П.И. Бландова. — М.: МАИ, 1962.

37. Васин И.С., Егоров В.И., Муравьев Г.Г. Аэродинамика самолета Ил-76Т. — М.: Транспорт, 1983.